

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.02.005

滑橇式直升机地面共振非线性时域仿真

吴靖, 刘湘一, 宋山松

(海军航空大学航空基础学院, 烟台 264001)

摘要: 为研究非线性因素对滑橇式直升机地面共振的影响, 针对滑橇式起落架弹性结构及机体阻尼器连接方式的特点, 建立了简洁有效的直升机地面共振当量平面模型。该模型不仅计入了桨叶减摆器以及机体阻尼器的非线性, 还考虑了机体阻尼器非比例阻尼对机体固有特性的影响。通过激振法激出机体模态稳态响应, 并采用模态阻尼识别法对瞬态响应进行模态阻尼识别。分析可知, 机体阻尼器提供的非比例非线性阻尼使得机体模态阻尼在时域上呈现较复杂的变化, 系统稳定时, 激出的阻尼器稳态响应速度幅值越大, 其变化就越滞后。

关键词: 滑橇式直升机; 地面共振; 非线性; 非比例阻尼; 时域仿真

中图分类号: V212.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2024)02-0234-08

Nonlinear Time-Domain Simulation for Skid Helicopter Ground Resonance

WU Jing, LIU Xiangyi, SONG Shansong

(School of Basic Science for Aviation, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: In order to study the influence of non-linear factors on skid helicopter ground resonance, a concise and effective equivalent planar model of helicopter ground resonance is established based on the characteristics of elastic skid landing gear and the connection type of fuselage damper. This model not only considers the non-linearity of blade damper and fuselage damper, but also considers the influence of the non-proportional damping of fuselage damper on fuselage inherent characteristics. The stable fuselage modal responses are excited by the excitation method, and the modal damping identification method is used to identify the modal damping of the transient response. The results show that the change in time domain is complex because of the non-linear and non-proportional fuselage damping. When the system is stable, the larger the amplitude of the steady-state response speed of the excited damper is, the more lagged its variation will be.

Key words: skid helicopter; ground resonance; non-linearity; non-proportional damping; time-domain simulation

滑橇式直升机地面共振可以简化描述为支持在弹性起落架上的刚性机体运动与旋翼运动相互作用产生的一种动不稳定现象, 至少包含旋翼摆振以及机体在桨毂中心的水平运动, 桨叶减摆器以及机体阻尼器均具有非线性, 其中机体阻尼器对机体运动构成了非比例阻尼。因此, 其实质上是一个刚柔耦合、旋翼机体耦合、具有非比例阻尼的非线性多自由度系统的自激振动稳定性问题。

对于轮式起落架直升机地面共振的研究较多, 其中不乏对非线性因素的研究, 如计入非线性阻尼时的极限环分析^[1], 对直升机进行非线性时域仿真^[2-3], 基于分叉理论进行直升机地面共振分析^[4], 采用李雅普诺夫和古尔维茨判据判别起落架计入非线性阻尼时的稳定性^[5]等。但针对滑橇式起落架直升机特点的地面共振研究较少, 文献[6]对 Bell429 滑橇式直升机在常温(16 °C)和低温

收稿日期: 2023-05-05; **修订日期:** 2023-08-29

通信作者: 吴靖, 男, 副教授, E-mail: 670428764@qq.com。

引用格式: 吴靖, 刘湘一, 宋山松. 滑橇式直升机地面共振非线性时域仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(2): 234-241. WU Jing, LIU Xiangyi, SONG Shansong. Nonlinear time-domain simulation for skid helicopter ground resonance[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(2): 234-241.

(-39℃)时的地面共振动稳定性进行了分析,结果表明该直升机在较宽的温度范围内所有工作转速下都具有足够的模态阻尼,说明该直升机具有良好的地面共振动稳定性。该研究还发现低温会使桨叶摆振固有频率增加,旋翼摆振后退型模态与机体运动模态耦合转速将增加,使得地面共振动稳定性降低。文献[7]对RQ-8A无人滑橇式直升机在鱼叉格栅系留的情况下进行了地面共振试验。文献[8]进行了某型滑橇式直升机系留状态“地面共振”试验,并采用奈奎斯特稳定性判据来分析“地面共振”稳定性。关于滑橇式直升机地面共振的机体动力学特性分析一般采用有限元法,文献[9]利用ANSYS软件建立了滑橇式起落架的有限元模型,获得的机体质量、刚度及阻尼参数用于通过数学模型计算地面共振不稳定区,并利用该软件进行了旋翼/机体非耦合模态分析,结果发现增加起落架的高度有助于缓和直升机地面共振动不稳定性。文献[10]提出了一种通过有限元方法获取机体运动特性参数,并基于特征值法进行滑橇式直升机地面共振动稳定性分析的方法。文献[11]采用平面模型进行了滑橇式直升机地面共振机体需用阻尼分析。

以上研究少有计入非线性因素对地面共振的影响,但滑橇式直升机存在许多非线性因素,其中对地面共振影响较大的有旋翼桨叶减摆器以及机体阻尼器。在进行直升机地面共振初步设计时往往将这些非线性部件等效线性化处理,但在进行地面共振验证分析时必须要考虑旋翼减摆器以及机体阻尼器的非线性力学特性,否则无法得出较为准确的地面共振分析结论。

由于滑橇式起落架弹性结构及机体阻尼器连接方式的特点,难以直接建立简洁有效的滑橇式直升机地面共振空间模型,而当量平面模型简洁且能清楚地反映地面共振动稳定性的基本特征,也是地面共振分析中最常用的模型,因此滑橇式直升机地面共振分析首选当量平面模型^[12]。以当量平面模型为基础,采用液压阻尼器和黏弹阻尼器的非线性动力学模型在桨叶摆振运动中计入减摆器非线性的影响,结合阻尼器非线性对机体模态固有特性影响的研究,在机体运动中计入机体阻尼器非线性非比例阻尼的影响,建立滑橇式直升机地面共振非线性动力学模型,具体组成如图1所示。

采用所建立的滑橇式直升机地面共振非线性动力学模型对某型滑橇式直升机进行动态响应时域仿真和模态阻尼分析,以验证该模型的有效性。

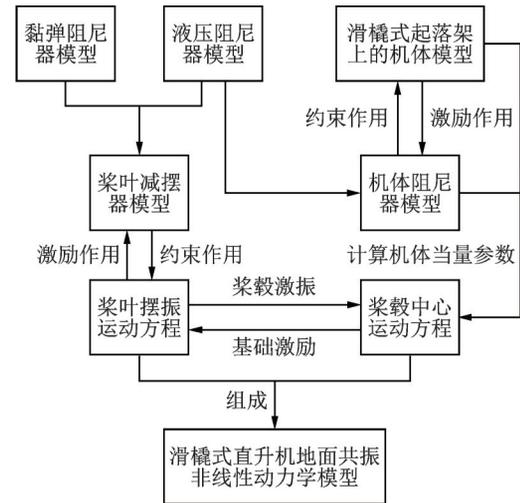


图1 滑橇式直升机地面共振非线性动力学模型组成
Fig.1 Constitutional diagram of nonlinear dynamic model of skid helicopter ground resonance

1 滑橇式直升机地面共振非线性动力学模型

文献[13]给出了计入旋翼非线性减摆器后的直升机地面共振当量平面模型。文献[14]给出了机体各当量参数关于机体阻尼器等效阻尼的非线性曲线,且机体阻尼器等效阻尼关于其轴向速度的非线性关系可由机体阻尼器动力学模型计算获得,若要将机体阻尼器作用计入到桨毂中心的运动中,还需建立桨毂中心的运动与机体阻尼器运动的关系。

1.1 桨毂中心与机体阻尼器运动的关系

采用有限元法(MSC软件等)计算机体阻尼器运动或者桨毂中心运动虽然较为方便,但是很难将非线性阻尼器加入到有限元模型中去。

机体阻尼当量化遵循耗能等效原则,若只考虑对滑橇式直升机地面共振影响较大的机体前两阶模态运动,且不考虑机体其他难以准确测量的结构阻尼,机体阻尼仅考虑左右对称布置的2个阻尼器提供,则桨毂中心运动与阻尼器运动有如下关系

$$c_x v_{hx}^2 + c_y v_{hy}^2 = 2C_e v_d^2 \quad (1)$$

式中: c_x 和 c_y 分别为桨毂中心纵向和横向运动当量阻尼; v_{hx} 和 v_{hy} 分别为桨毂中心纵向和横向运动速度幅值; C_e 为机体阻尼器等效阻尼; v_d 为机体阻尼器运动速度幅值。

由阻尼器动力学模型可得机体阻尼器等效阻尼-速度曲线 $C_e = f_e(v_d)$,文献[8]给出了前两阶机体模态当量阻尼-阻尼器阻尼曲线 $c_x = f_x(C_e)$ 和 $c_y = f_y(C_e)$,将其代入式(1)可得桨毂中心速度幅值与机体阻尼器速度幅值的关系为

$$f_x[f_e(v_d)]v_{hr}^2 + f_y[f_e(v_d)]v_{hy}^2 = 2f_e(v_d)v_d^2 \quad (2)$$

采用式(2)对桨毂中心以不同速度幅值运动时的机体阻尼器轴向速度幅值进行计算,结果如图2所示。

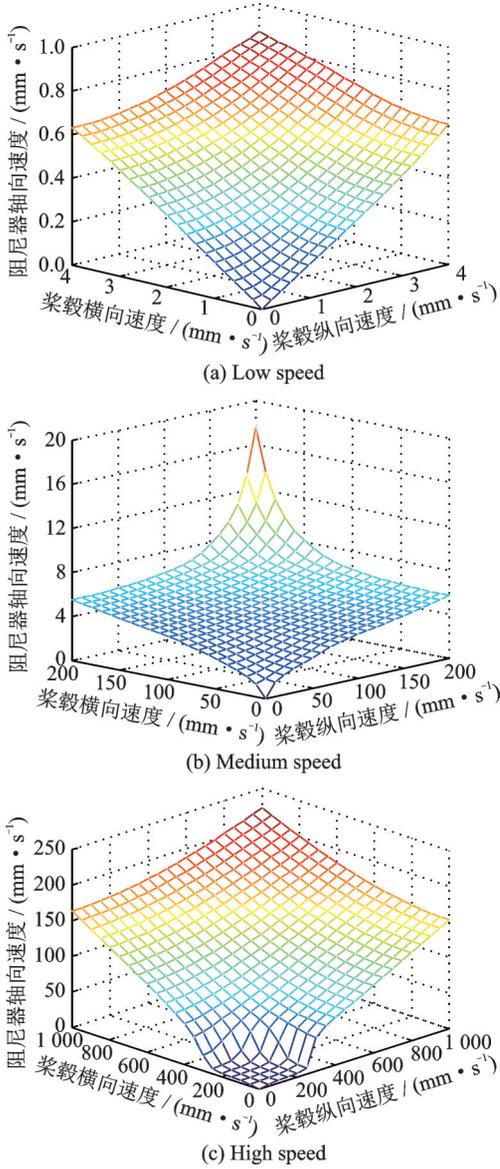


图2 阻尼器速度幅值与桨毂中心速度幅值的关系
Fig.2 Relationship of damper velocity amplitude and hub velocity amplitude

机体阻尼器为线性阻尼时, $C_e = f_e(v_d)$ 、 $c_x = f_x[f_e(v_d)]$ 和 $c_y = f_y[f_e(v_d)]$ 都为常数。机体阻尼器阻尼对系统构成比例阻尼时, $\frac{c_x}{C_e} = \frac{f_x[f_e(v_d)]}{f_e(v_d)}$ 和 $\frac{c_y}{C_e} = \frac{f_y[f_e(v_d)]}{f_e(v_d)}$ 为常数。由式(2)可知,在这两种情况下,机体阻尼器轴向速度幅值与桨毂中心速度幅值为线性关系。由图2(a,c)可知,机体阻尼器轴向速度幅值随着桨毂中心速度幅值的变化近似呈现线性变化的趋势,这是因为在机体阻尼器轴向

速度幅值较小或较大时,由于阻尼器等效阻尼较小,系统可以近似看成比例阻尼系统;而在中等速度下,如图2(b)所示,在机体阻尼器非线性非比例阻尼的影响下,机体阻尼器轴向速度幅值随着桨毂中心速度幅值的变化呈现非线性变化的趋势。

1.2 地面共振非线性动力学模型

以旋翼采用黏弹减摆器为例,滑橇式直升机地面共振非线性动力学模型为

$$\begin{cases} I_b \ddot{\zeta}_k + c_{b0} \dot{\zeta}_k + F(s_k, \dot{s}_k) R_d + (e\Omega^2 S_b + k_{b0}) \zeta_k = \\ S_b [\ddot{x}_h \sin \phi_k - \ddot{y}_h \cos \phi_k] \\ [m_x(x_h, \dot{x}_h, y_h, \dot{y}_h) + N_b m_b] \ddot{x}_h + \\ c_x(x_h, \dot{x}_h, y_h, \dot{y}_h) \dot{x}_h + k_x(x_h, \dot{x}_h, y_h, \dot{y}_h) x_h = \\ S_b \sum_{k=1}^{N_b} [(\ddot{\zeta}_k - \Omega^2 \zeta_k) \sin \phi_k + 2\Omega \dot{\zeta}_k \cos \phi_k] \\ [m_y(x_h, \dot{x}_h, y_h, \dot{y}_h) + N_b m_b] \ddot{y}_h + \\ c_y(x_h, \dot{x}_h, y_h, \dot{y}_h) \dot{y}_h + k_y(x_h, \dot{x}_h, y_h, \dot{y}_h) y_h = \\ -S_b \sum_{k=1}^{N_b} [(\ddot{\zeta}_k - \Omega^2 \zeta_k) \cos \phi_k - 2\Omega \dot{\zeta}_k \sin \phi_k] \end{cases} \quad (3)$$

式中: I_b 和 S_b 分别为桨叶对摆振铰的惯性矩和静矩; e 为摆振铰外伸量; k_{b0} 和 c_{b0} 分别为不计桨叶减摆器作用的摆振刚度和阻尼; m_b 为桨叶质量; Ω 为旋翼转速; N_b 为桨叶片数; ζ_k 为第 k 片桨叶的摆振角; ϕ_k 为第 k 片桨叶的方位角; s_k 为第 k 片桨叶黏弹减摆器的位移; F 为黏弹减摆器的作用力; R_d 为黏弹减摆器到摆振铰的距离; x_h 和 y_h 分别为桨毂中心的纵横向位移; m_x 、 c_x 和 k_x 分别为机体当量至桨毂中心纵向运动的质量、阻尼和刚度; m_y 、 c_y 和 k_y 分别为机体当量至桨毂中心横向运动的质量、阻尼和刚度,机体当量参数的计算如图3所示。

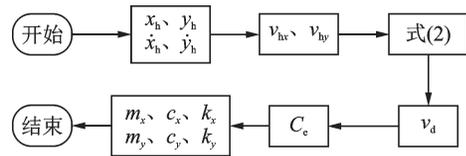


图3 机体当量参数计算流程
Fig.3 Calculation process of fuselage equivalent parameters

输入桨毂中心的运动参数可得桨毂中心纵横向的速度幅值,根据式(2)可计算机体阻尼器的轴向速度幅值,根据阻尼器等效阻尼-速度幅值曲线可确定机体阻尼器等效阻尼,再根据文献[14]给出的机体各当量参数关于机体阻尼器等效阻尼的非线性曲线即可确定该运动状态下机体的当量参数。按照此方法便可计入机体阻尼器非线性的影响。

2 滑橇式直升机地面共振非线性时域响应分析

直升机地面共振非线性动稳定性分析一般采用时域分析法,即通过对桨毂中心进行特定激振将所需模态激出,取消激振后对其瞬态响应进行分析,在对瞬态响应进行模态阻尼识别后,可分析模态阻尼在时域上的变化情况。

2.1 激出机体模态的方法

要激出机体模态,采用的激振频率就要接近其固有频率,由文献[14]对滑橇式直升机机体动特性的研究可知,机体阻尼器阻尼会对机体模态固有频率产生影响,而机体阻尼器阻尼关于其速度又是非线性的,因此若要激出机体模态响应,则选取的激振力激出的阻尼器速度幅值对应的等效阻尼与激振频率的关系需要符合文献[14]中的固有频率-等效阻尼曲线,据此可给出所需激振力幅值的计算公式为

$$F_e = \begin{cases} f_x(f_e(v_d))v_d & \text{纵向} \\ f_y(f_e(v_d))v_d & \text{横向} \end{cases} \quad (4)$$

分别对桨毂中心进行纵向和横向的激振,机体阻尼器取不同速度幅值下的等效阻尼,根据固有频率-等效阻尼曲线确定激振频率,采用式(4)确定激振力幅值,激出所需机体模态的稳态响应后,根据桨毂中心运动计算阻尼器速度幅值,并与确定阻尼器等效阻尼时采用的速度幅值(理论值)进行对比,如图4所示,为对比分析旋翼机体耦合的影响,图中还给出了旋翼机体非耦合时的结果。

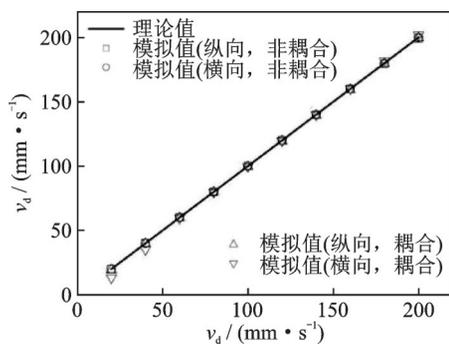


图4 阻尼器速度幅值变化

Fig.4 Velocity amplitude of fuselage damper

由图4可知,激出的机体阻尼器速度幅值与最初选择的速度幅值(理论值)在大部分情况下吻合较好,说明采用式(4)确定激振力幅值的准确性。虽然在机体阻尼器遭遇低速度时,横向激振情况下的结果误差较大,这是因为此时机体滚转模态频率约为2.35 Hz,旋翼转速为358 r/min(5.97 Hz),桨叶摆振固有频率约为8.09 Hz,旋翼摆振后退型模

态频率与机体滚转模态频率接近,旋翼与机体的模态耦合带来了较大误差。

2.2 机体模态响应时域仿真

机体参数见文献[14],旋翼参数见文献[15]。选取机体阻尼器活门开启前两种情况($v_d=2, 5 \text{ mm/s}$)和活门开启后两种情况($v_d=50, 100 \text{ mm/s}$),分别对桨毂中心进行纵向和横向激振,激振时间为10 s,激出相应模态的稳态响应后取消激振,各响应如图5~12所示。由于机体阻尼器速度幅值对其等效阻尼影响较大,而桨叶减摆器位移幅值对其复模量影响较大,另外桨叶摆振角和减摆器位移给出的信息相同,因此桨毂中心给出的是速度响应,而桨叶只给出其减摆器的位移响应,各桨叶减摆器位移响应仅存在相位差的差别,因此只给出第一片桨叶减摆器的位移响应。

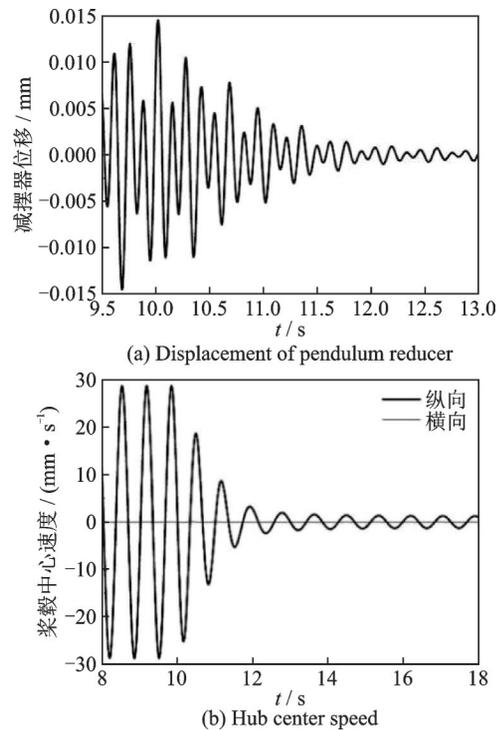


图5 纵向激振,激出阻尼器速度幅值 $v_d=2 \text{ mm/s}$ 时的时域响应

Fig.5 Time-domain response with longitudinal excitation while $v_d=2 \text{ mm/s}$

由图5(a)可知,在对桨毂中心进行纵向激振的情况下,桨叶摆振并不是单一频率的振动,对桨叶减摆器的稳态响应进行傅里叶变换,可得两个频率分别为4.44 Hz和7.47 Hz,而旋翼转速为358 r/min(5.97 Hz),桨毂中心纵向激振频率(机体纵移模态频率)为1.52 Hz,可知这两个振动频率分别为 $\Omega - \omega_x$ 和 $\Omega + \omega_x$,即机体运动所引起的桨叶摆动,后面关于纵向激振的其余3种情况以及横向激振的4种情况也存在类似现象,只是由于不同情况下激振频率不同,机体运动所引起的桨叶摆振频率也会不

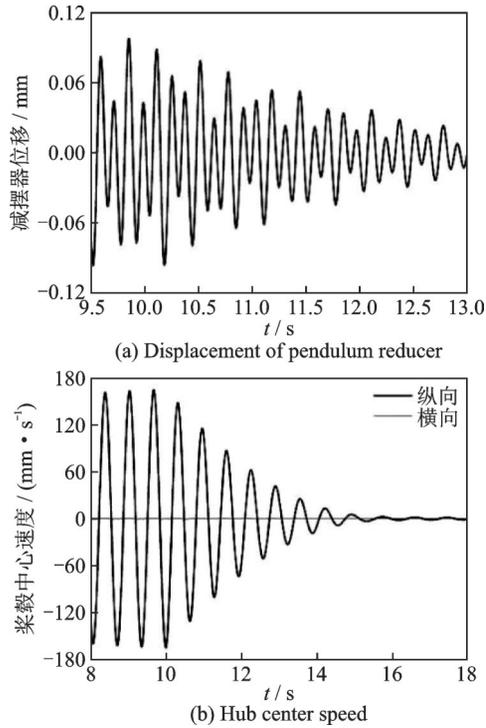


图6 纵向激振, 激起阻尼器速度幅值 $v_d=5$ mm/s 时的时域响应
Fig.6 Time-domain response with longitudinal excitation while $v_d=5$ mm/s

同。由图5(b)可知, 激振撤销后, 瞬态响应开始衰减, 一段时间后桨毂中心还是存在纵向的小幅振动, 是因为机体阻尼器在小速度幅值时其等效阻尼接近0, 此时响应衰减得非常缓慢。

与图5(b)中结果对比可知, 图6(b)中桨毂中心的纵向速度响应在初始阶段衰减得更慢。分析可知, 机体阻尼器速度幅值为 2 mm/s 时, 其等效阻尼为 413.21 N·s/mm; 而速度幅值为 5 mm/s 时, 其等效阻尼为 1 009.8 N·s/mm, 在机体阻尼器阻尼为 1 009.8 N·s/mm 时的机体纵向模态阻尼更小^[8]。但随着响应的衰减其纵向模态阻尼将发生变化, 具体变化趋势可从后面的模态阻尼分析可知。

阻尼器速度幅值为 50 mm/s 时其等效阻尼为 178.29 N·s/mm, 而速度幅值为 100 mm/s 时其等效阻尼为 93.33 N·s/mm。等效阻尼虽然减小了, 但与前两种情况不同, 此时等效阻尼的减小使得机体纵向模态阻尼将减小^[8], 理论上, 与图7(b)中结果相比, 图8(b)中桨毂中心的纵向速度响应在初始阶段应该衰减得更慢。但仔细对比之后发现, 似乎是图8(b)中桨毂中心的纵向速度响应衰减得更快, 分析可知是衰减过程中两种情况下机体纵向模态阻尼比大小关系发生改变引起的。以上结果充分说明了, 在机体阻尼器非线性以及其阻尼对系统构成非比例阻尼的情况下, 机体阻尼器对机体模态

响应的影响变得复杂, 在不同阶段, 机体阻尼器速度幅值的变化会引起其等效阻尼不同的变化, 而其等效阻尼的变化也会引起机体模态阻尼不同的变化。

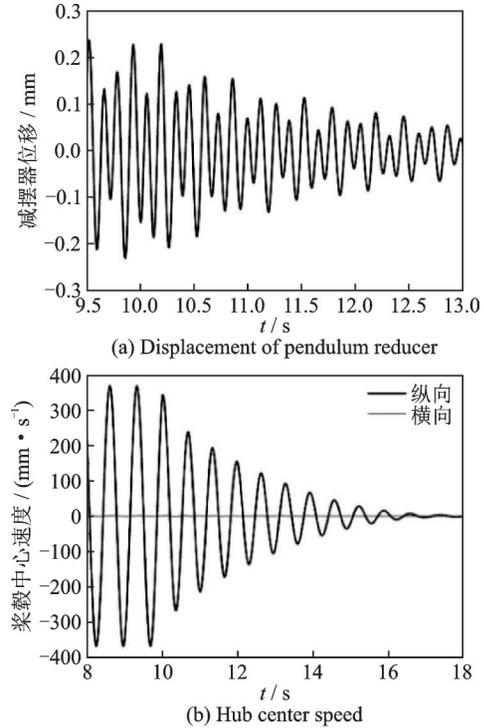


图7 纵向激振, 激起阻尼器速度幅值 $v_d=50$ mm/s 时的时域响应
Fig.7 Time-domain response with longitudinal excitation while $v_d=50$ mm/s

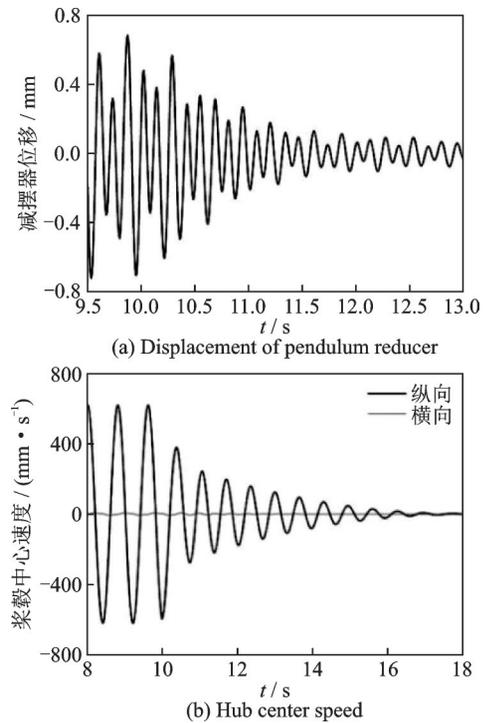


图8 纵向激振, 激起阻尼器速度幅值 $v_d=100$ mm/s 时的时域响应
Fig.8 Time-domain response with longitudinal excitation while $v_d=100$ mm/s

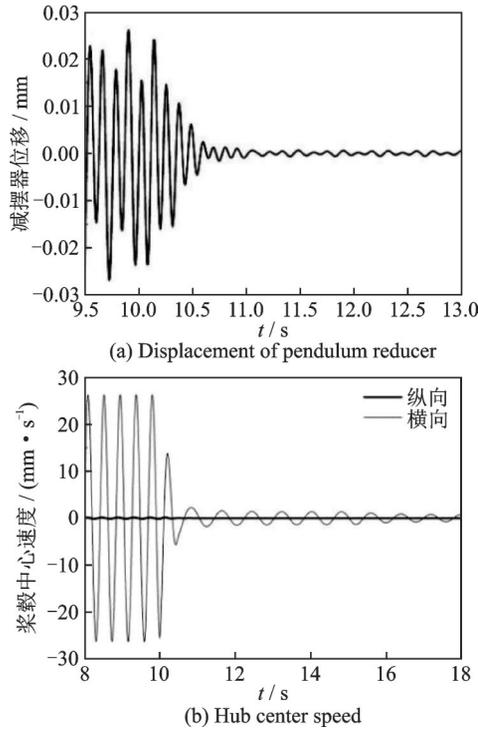


图 9 横向激振, 激出阻尼器速度幅值 $v_d=2$ mm/s 时的时域响应
 Fig.9 Time-domain response with lateral excitation while $v_d=2$ mm/s

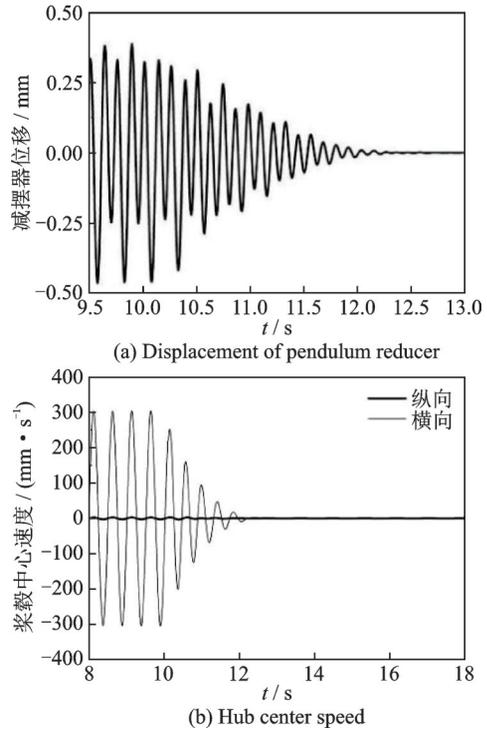


图 11 横向激振, 激出阻尼器速度幅值 $v_d=50$ mm/s 时的时域响应
 Fig.11 Time-domain response with lateral excitation while $v_d=50$ mm/s

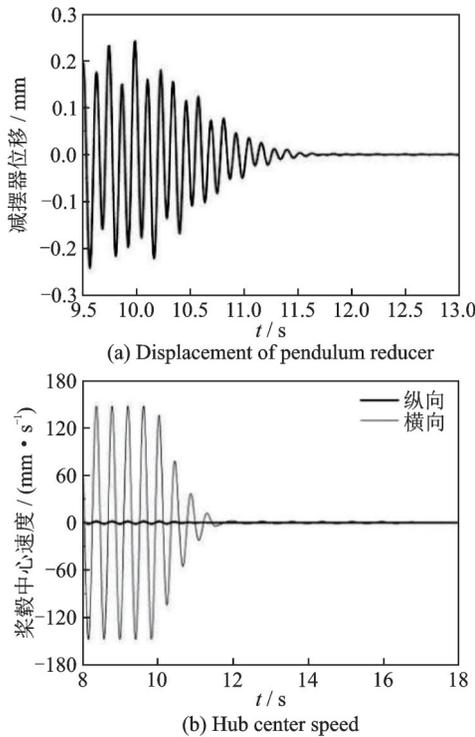


图 10 横向激振, 激出阻尼器速度幅值 $v_d=5$ mm/s 时的时域响应
 Fig.10 Time-domain response with lateral excitation while $v_d=5$ mm/s

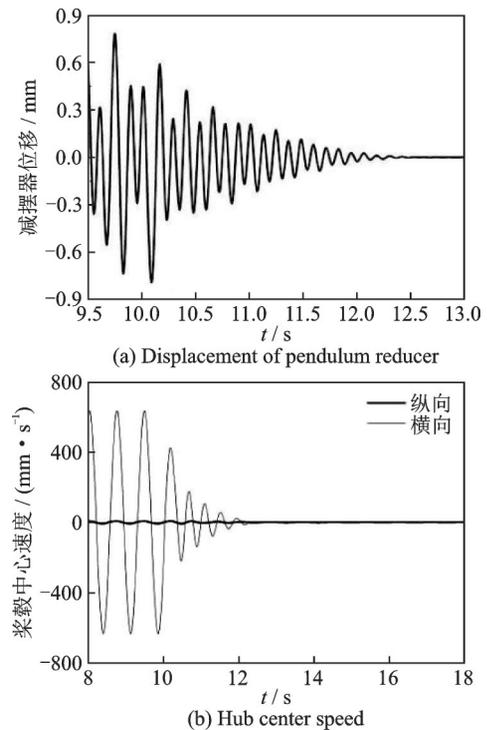


图 12 横向激振, 激出阻尼器速度幅值 $v_d=100$ mm/s 时的时域响应
 Fig.12 Time-domain response with lateral excitation while $v_d=100$ mm/s

由图 9~12 可知, 机体阻尼器不同速度幅值对机体横向模态响应的影响与对纵向模态响应的影响相似, 但很明显机体横向模态响应衰减更快, 分

析可知, 是由于机体横向运动模态阻尼比更大。另外, 由于瞬态响应振动周期较少, 并不能很清楚地观察到激出阻尼器不同轴向速度幅值后, 各情况下

瞬态响应衰减的不同以及其在时域上的变化趋势,需要进一步对瞬态响应进行模态阻尼识别并分析。

3 滑橇式直升机地面共振非线性模态阻尼分析

在激出滑橇式直升机旋翼机体耦合系统的某阶模态响应后,对其瞬态响应进行模态阻尼识别,根据模态阻尼的大小可判断系统动稳定性的高低,也可以对模态阻尼在时域上的变化进行观察,对上一节瞬态响应的衰减规律进行解释。

机体模态阻尼比随机体阻尼器轴向速度的关系如图13所示。

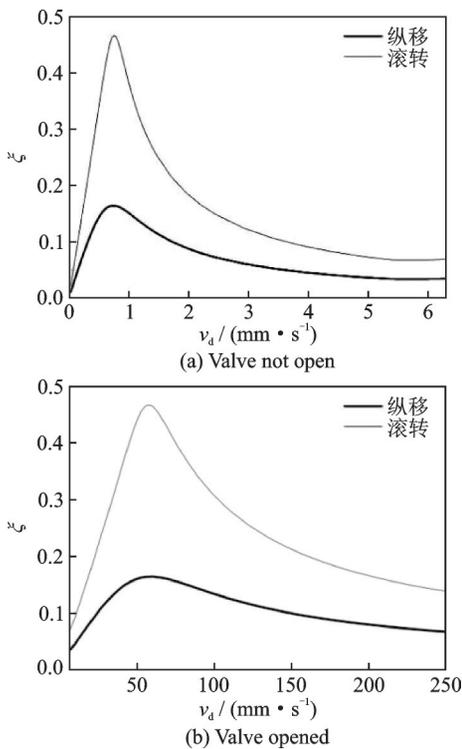


图13 机体模态阻尼比随改进后的阻尼器速度变化曲线

Fig.13 Changing curves of modal damping ratio with improved damper velocity

在非线性情况下旋翼机体耦合时的机体模态阻尼进行识别的关键是获取包络线,机体模态瞬态响应包络线可表示为

$$A(t) = \begin{cases} \sqrt{x_h^2(t) + \frac{\dot{x}_h^2(t)}{\omega_x^2(t)}} & \text{纵向} \\ \sqrt{y_h^2(t) + \frac{\dot{y}_h^2(t)}{\omega_y^2(t)}} & \text{横向} \end{cases} \quad (5)$$

式中 $\omega_x(t)$ 和 $\omega_y(t)$ 分别为桨毂中心纵横向振动频率。

对第2节中桨毂中心激振下的机体模态阻尼进行识别,得到其随时间变化曲线如图14、15所示。由图可知,由于机体阻尼器阻尼的非线性及其对系统构成非比例阻尼的影响,机体纵横向模态阻尼随瞬态响应的衰减而发生变化,其变化基

本遵循图13中机体模态阻尼比随阻尼器轴向速度幅值减小的趋势变化,这是因为系统稳定时机体阻尼器的响应是衰减的。另外,稳态响应时阻尼器轴向速度幅值越大,瞬态响应部分的机体模态阻尼变化就越滞后。由图还可以看出,机体模态响应衰减到趋近于0时,所引起的机体阻尼器轴向速度也将趋近于0,导致阻尼器提供的阻尼很小,由于不考虑其他结构阻尼,机体模态阻尼也将呈现很小的值。

需要说明的是由于瞬态响应衰减过快,特别是机体横向模态响应,其衰减阶段振动周期数较少,使得所识别的模态阻尼在时域上的变化曲线并不光滑,可能会对阻尼识别精度产生一定影响。

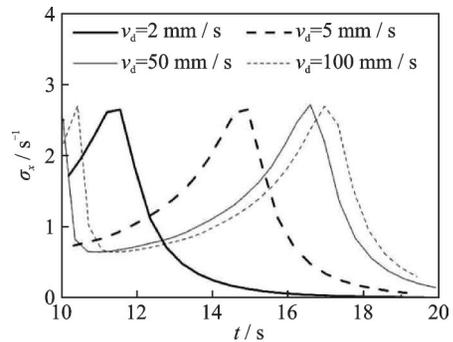


图14 阻尼器不同速度幅值下的机体纵向模态阻尼
Fig.14 Longitudinal modal damping of fuselage with various damper velocity amplitude

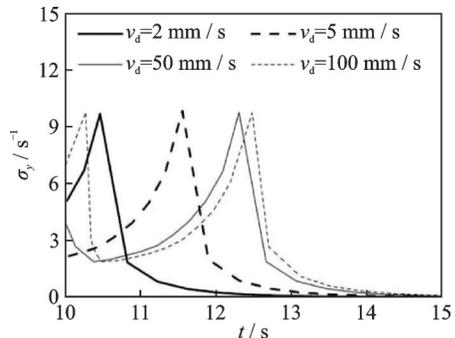


图15 阻尼器不同速度幅值下的机体横向模态阻尼
Fig.15 Lateral modal damping of fuselage with various damper velocity amplitude

4 结 论

(1)针对滑橇式起落架弹性结构及机体阻尼器连接方式的特点,建立了简洁有效的直升机地面共振当量平面模型,该模型不仅计入了桨叶减摆器以及机体阻尼器的非线性,还考虑了机体阻尼器所构成的非比例阻尼对机体固有特性的影响。该模型可用于滑橇式直升机地面共振非线性动稳定性分析。

(2)由于机体阻尼器阻尼的非线性以及其阻尼对机体模态固有频率的影响,为准确激出机体模

态,选取机体阻尼器在预选速度幅值下对应的机体模态固有频率为激振频率,激振力幅值的选取必须能使实际激出的机体阻尼器速度幅值等于预选速度幅值,以该原则给出了激振力幅值的计算方法,并通过不同实例验证了该方法的准确性。

(3)通过对桨毂中心分别进行纵向和横向激振,激出了机体纵移和滚转模态,在模态响应稳定后,撤销激振,分析其瞬态响应,激出不同机体阻尼器速度幅值后的瞬态响应衰减速度以及振动频率都不相同,且瞬态响应的衰减速度和振动频率会在时域上发生变化;通过阻尼识别法对瞬态响应进行模态阻尼识别,对模态阻尼在时域上的变化进行了分析,模态阻尼在时域上呈现较复杂的变化,系统稳定时,在稳态响应阶段阻尼器轴向速度幅值越大,机体模态阻尼变化就越滞后。

参考文献:

- [1] 汤德满. 直升机地面共振的非线性稳定性分析[J]. 航空学报, 1988, 9(7): A319-A325.
TANG Deman. Nonlinear stability analysis for helicopter ground resonance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(7): A319-A325.
- [2] 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.
- [3] 胡国才, 吴靖, 柳泉. 共轴式直升机地面共振非线性仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 159-164.
HU Guocai, WU Jing, LIU Quan. Nonlinear simulation on ground resonance of coaxial helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 159-164.
- [4] 邵松, 朱清华, 张呈林, 等. 基于分叉理论的直升机地面共振分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 351-356.
SHAO Song, ZHU Qinghua, ZHANG Chenglin, et al. Investigation of helicopter ground resonance based bifurcation theory[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(3): 351-356.
- [5] 张文静. 直升机非线性“地面共振”分析研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
ZHANG Wenjing. Study on analysis of nonlinear land gear damping on helicopter ground resonance instability [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [6] NARRAMORE J C, YUCE M. Bell 429 main rotor aerodynamic and dynamic development[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 66th Annual Forum. Phoenix: American Helicopter Society, 2010.
- [7] WALDEN R B, COMMON R, HOEFFERLE H. An overview of the RQ-8A fire scout VTUAV ground resonance stability validation program[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 62th Annual Forum. Phoenix: American Helicopter Society, 2006.
- [8] 程金送, 凌爱民. 滑橇起落装置直升机系留状态“地面共振”试验和分析[J]. 直升机技术, 1997(4): 32-37.
CHENG Jinsong, LING Aimin. Ground resonance test and analysis of a moored helicopter with skid landing gear[J]. Helicopter Technology, 1997(4): 32-37.
- [9] SHARF I, MONTEBIO L. Influence of landing gear design on helicopter ground resonance: AIAA-99-4327[R]. [S.l.]: AIAA, 1999.
- [10] 徐敏, 张晓谷. 一种分析滑橇式起落架直升机地面共振的方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(4): 533-538.
XU Min, ZHANG Xiaogu. Analytical method of ground resonance for helicopter with ski landing gears [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(4): 533-538.
- [11] 于仁业, 王刚, 孙秀文, 等. 防止滑橇直升机地面共振机体需用阻尼分析[J]. 振动与冲击, 2022, 41(2): 305-311.
YU Renye, WANG Gang, SUN Xiwen, et al. Analysis of the airframe damping required to prevent the ground resonance of a skid helicopter[J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(2): 305-311.
- [12] 张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995: 80-99.
ZHANG Xiaogu. Helicopter dynamics design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995: 80-99.
- [13] 吴靖, 胡国才, 刘湘一. 计入非线性液压阻尼器的直升机地面共振分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(S): 16-19.
WU Jing, HU Guocai, LIU Xiangyi. On helicopter ground resonance in consideration of nonlinear hydraulic damper[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(S): 16-19.
- [14] 吴靖, 胡国才, 刘湘一. 滑橇式直升机地面共振机体动力学特性研究[J]. 振动与冲击, 2019, 38(21): 216-220.
WU Jing, HU Guocai, LIU Xiangyi. Fuselage dynamic features of skid helicopter ground resonance[J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(21): 216-220.
- [15] 吴靖, 胡国才, 刘湘一. 适于时变幅值分析的直升机黏弹减摆其模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1665-1671.
WU Jing, HU Guocai, LIU Xiangyi. A model of helicopter elastomeric damper for time varying amplitude analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1665-1671.