

文章编号 1004-924X(2014)05-1243-08

扁簧式起落架柔性变形的实时状态空间描述

薛志鹏^{1, 2*}, 贾宏光¹, 厉明¹, 马伍元¹, 李艳辉¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100039)

摘要:根据无人机地面动力学分析对扁簧式起落架动力学模型的要求,提出了该起落架柔性变形的建模方法。首先,基于模态分析相关理论,通过调整刚度矩阵等效边界约束条件,获得扁簧式起落架的约束模态数据,并采用模态缩减简化模型;然后,采用模态坐标变换解耦振动微分方程,建立状态空间模型描述扁簧式起落架的动力学特性;最后,设计了静力学、动力学仿真测试以及扁簧落震实验对所建扁簧状态空间柔性模型进行验证。结果表明:静力条件下,状态空间模型与有限元软件静力分析结果仅有 0.07% 的误差,验证了柔性模型计算的准确性;另外,包含柔性状态空间模型的落震仿真模型的仿真步长为 1 ms,与落震实验结果的误差小于 5%,满足飞行仿真的要求。实验显示,提出的柔性建模方法可为多体动力学刚柔混合模型中柔性模型的建立提供参考。

关键词:扁簧式起落架;模态分析;约束边界条件;状态空间方程;实时描述

中图分类号:V279;V226 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20142205.1243

Real time description of flexible deformation for leaf spring landing gear by state space method

XUE Zhi-peng^{1, 2*}, JIA Hong-guang¹, LI Ming¹, MA Wu-yuan¹, LI Yan-hui¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

* Corresponding author, E-mail: xuezhipengss1314@126.com

Abstract: According to the requirements of Unmanned Aerial Vehicle(UAV)ground dynamic analysis, a leaf spring landing gear dynamics model was proposed to accurately reflect the dynamic characteristics of leaf spring deformations. On the basis of modal analysis, the leaf spring landing data were obtained by using the finite element method through modifying stiffness matrix and the model was simplified by modal reduction. After dissolving decoupling vibration differential equations by modal coordinate transformation, a state space model was constructed to describe the dynamics of the leaf spring landing gear. Finally, statics, dynamics simulation tests as well as the leaf spring drop experiments were designed to validate the flexible model. These results demonstrate that the results from state-

收稿日期:2013-08-24;修订日期:2013-10-09.

基金项目:中国科学院知识创新工程国防科技创新资金资助项目(No. YYYJ-1122)

space model and from finite element software static analysis have only 0.07% error under static conditions. The deviation of drop simulation with this model from real drop experiment results is about 5% when its real-time simulation step is 1 ms, which satisfies the flight simulation requirements.

Key words: leaf spring landing gear; modal analysis; constraint boundary condition; state space method; real-time description

1 引言

起落架动力学精确建模的目的是指导起落架设计以及为无人机地面动力学描述与控制器的设计提供依据。在起飞和着陆过程中,无人机的安全性主要依靠起落架的有效工作;起落架的设计,除静态受力分析外,针对其在起飞和着陆阶段的动态性能分析也是非常重要的。此外起落架的动力学模型是无人机地面滑跑动力学模型最重要的部分之一,地面滑跑动力学作为设计无人机自主滑跑、起降等控制系统的被控对象,其精确程度对于实现无人机自动控制有重要意义,而无人机实时飞行仿真系统又对模型的实时性提出了要求。

小型无人机的扁簧式起落架与一般支柱式起落架不同。支柱式起落架通过轴向的压缩来实现缓冲和耗能,其动态特性通过将其冲击响应与压缩量及压缩速率相关联进行模拟即采用弹簧阻尼模型^[5]。而扁簧式起落架在受力或冲击状态下会通过整体的空间变形实现缓冲吸能,单方向的弹簧阻尼方法对其空间变形响应并不能模拟。国内外已经使用成熟的商业多体动力学软件 ADAMS、DADS 等进行起落架的设计、性能分析优化、运动控制仿真,如 ADAMS 可通过 Flex 模块进行构件柔性建模^[12],这些软件由于代码封闭,不能从学术研究角度分析动态特性,而且由于其仿真环境和求解器要求并不能应用于实时飞行仿真中^[11]。

目前对于柔性体的描述方法^[3]主要有有限元法和集中质量法。有限元法可通过 NASTRAN、ANSYS 等 FEA 软件实现动态响应分析,但其动力学方程复杂,动态求解运算量大,不能满足实时仿真的要求;而集中质量法用离散节点的集中质量代替原来系统的分布质量建立动力学方程,

一般针对几何形状较为简单的杆系结构,且计算精度有限。本文通过对扁簧的模态信息进行缩减,大幅减少了扁簧模型的动力学方程个数,并通过模态坐标变换,得到一种采用状态空间形式描述柔性体动力学模型的方法,该模型能够应用于 MATLAB/Simulink 等仿真环境中,具有较高的仿真精度,并且能够应用于实时仿真中。

2 模态分析方法原理

模态分析方法是一种对弹性体变形的线性近似,模态坐标变换将复杂的非线性耦合振动微分方程解耦为简单的线性方程,解耦后的方程能进一步降阶以状态空间的形式表示。由于解耦后的方程可直接被解析,所以模态分析方法对于弹性体变形性能的计算效率非常高。

该方法的基本思想如图 1 所示。首先以有限元思想为基础,将一个连续弹性体构件离散化,使一个无限自由度的连续体问题变成一个有限自由度的离散系统问题,然后进行模态分析,得到与系统自由度个数相同的模态信息,采用模态缩减大幅减少系统建模所需信息,并使用缩减后的模态组装状态空间方程。

2.1 振动微分方程解耦

弹性体离散后系统有 n_s 个自由度。多自由度系统振动微分方程为:

$$M\ddot{s} + C\dot{s} + Ks = f, \quad (1)$$

模态分析理论的求解通过假定质量块按同频率做简谐振动:

$$s(t) = \varphi \sin(\omega t), \quad (2)$$

其中: M, C, K 分别为系统的质量,阻尼和刚度矩阵, s 和 f 为广义位移和外力向量, ω 为振动频率, φ 为特征向量或振型。

式(1)中各自由度是相互耦合的,需要使用模态叠加法将模型从原来的物理坐标系统转换为模

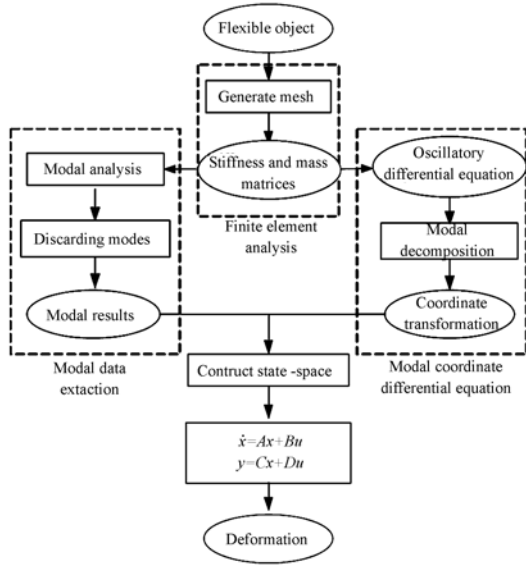


图 1 模态分析方法原理图

Fig. 1 Block diagram of modal analysis method

态坐标系, 模态坐标是表示物理坐标响应中各个模态成分大小的量:

$$s(t) = \Phi \eta(t), \quad (3)$$

其中: η 为模态坐标, Φ 为模态矩阵,

$$\Phi = [\varphi_1, \varphi_2 \cdots \varphi_{n_m}].$$

采用模态坐标可以解耦微分方程, 使得多自由度方程变成 n_m 个单自由度方程, 每一个解耦后的方程都代表系统某一振动模态下的运动。将模态坐标系 η 代入振动微分方程, 并左乘 Φ^T 得到:

$$M_q \ddot{\eta} + C_q \dot{\eta} + K_q \eta = Q, \quad (4)$$

其中:

$$M_q = \Phi^T M \Phi = \text{diag}(m_i), \quad (5)$$

$$K_q = \Phi^T K \Phi = \text{diag}(\omega_i^2), \quad (6)$$

$$C_q = \Phi^T C \Phi, \quad (7)$$

$$Q = \Phi^T f. \quad (8)$$

式(5)~(6)根据模态矩阵 Φ 的如下性质:

$$\Phi^T M \Phi = I_{n_m \times n_m}. \quad (9)$$

$$\Phi^T K \Phi = \begin{bmatrix} \omega_1^2 & & \\ & \ddots & \\ & & \omega_{n_m}^2 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

式(4)可简化为:

$$\ddot{\eta} + 2\Gamma \dot{\eta} + \Omega \eta = \sum u, \quad (11)$$

其中: Ω 是对角化后的刚度矩阵:

$$\Omega = \Phi^T K \Phi. \quad (12)$$

阻尼矩阵采用比例阻尼, 每一个模态有其自身的阻尼常数如式(13), 通常 $\xi_1 = \cdots = \xi_{n_m}$ 。

$$2\Gamma = \Phi^T C \Phi = \begin{bmatrix} \xi_1 \omega_1 & & \\ & \ddots & \\ & & \xi_{n_m} \omega_{n_m} \end{bmatrix}. \quad (13)$$

为方便下文进行状态空间转换, 将外力 f 表示为:

$$f = Fu, \quad (14)$$

其中: 矩阵 F 用于定义系统的输入自由度, u 为系统激励。由式(4)、(11)、(14)可知:

$$\sum = \Phi^T F. \quad (15)$$

2.2 组建状态空间

采用状态空间描述, 不仅可以确定系统的输入输出关系, 以矩阵-向量的方式进行高效率的数学计算, 并且能够在 MATLAB/Simulink 等仿真环境中方便的调用。线性系统状态空间表达式如下:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu, \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \quad (16)$$

其中: x 为状态向量, \dot{x} 为状态向量的导数; A 、 B 、 C 、 D 分别为系统矩阵、输入矩阵、输出矩阵和直接传输阵, u 为系统的输入, y 为系统的输出。

确定状态量为:

$$x = \begin{bmatrix} \eta \\ \dot{\eta} \\ \eta \end{bmatrix}. \quad (17)$$

根据式(3)将测量点的位移、速度、加速度通过将模态坐标转换成物理坐标为:

$$y = \begin{bmatrix} \Theta \eta \\ \dot{\Theta} \eta \\ \Theta \ddot{\eta} \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$\Theta = T\Phi, \quad (19)$$

其中: 矩阵 T 用于确定系统的输出自由度。

通过使用状态量重写式(11)的振动方程, 可确定状态空间的各个矩阵:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -\Omega & -2\Gamma \end{bmatrix}. \quad (20)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ \sum \end{bmatrix}. \quad (21)$$

由式(14)可知:

$$C = \begin{bmatrix} \Theta & 0 \\ 0 & \Theta \\ -\Theta\Omega & -2\Theta\Gamma \end{bmatrix}. \quad (22)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta \Sigma \end{bmatrix}. \quad (23)$$

如式(20)~(23)状态空间使用缩减后的模态数据组建,其输出是测量节点自由度方向上的变形量,而输入则是柔性体输入节点自由度方向上的激励输入。

2.3 模型缩减

柔性模型既要足够精简又能准确描述其动力学性能。为了提高模型的计算速度,应在保证精度的条件下尽可能地缩减模型,模型缩减包括自由度的缩减和模态缩减。

经过离散后的有限元模型一般包含大量的节点数目,而对于一个柔性构件,一般只关心其输入和测量节点(输出节点),所以在提取有限元模态数据时,仅提取输入和测量节点的模态振型,这样将有限元模型的自由度集合缩减为仅包含状态空间激励输入和测量响应自由度的集合。

此外经过模态分析会获得与系统自由度个数相同的模态数,工程上通过保留最重要的一些模态来缩减模态。一般情况下高阶模态不易被激励,所以模态阶数越低越重要。通过状态空间的频率响应分析来确定各阶模态对于位移响应的贡献量,以此为依据进行模态截断,缩减使用的模态个数。

忽略初始条件分别对式(16)的状态量方程和输出方程进行 Laplace 变换:

$$x(s) = (s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B}u(s). \quad (24)$$

$$y(s) = \mathbf{C}(s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B}u(s) + \mathbf{D}u(s). \quad (25)$$

则可确定传递函数:

$$\frac{y(s)}{u(s)} = \mathbf{C}(s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B} + \mathbf{D}. \quad (26)$$

通过指定输入自由度方向与测量点输出自由度方向的频率响应分析可以得到各阶固有频率在此输入输出关系下该方向变形的贡献,以此来确定模态截断频率。

2.4 边界约束

除导弹等飞行器进行自由模态分析外,一般都按照构件的工况进行约束模态分析。如固定在地面上的机床处于连续约束状态,最简单的方法是在有限元中将约束处节点的自由度去除,但这会造成模态分析后约束节点处的振型为零,无法提取约束力。而且对于起落架与地面的碰撞响应

分析中,地面作为边界约束,地面支反力的提取非常重要。

本文提出一种通过修改有限元模型的刚度矩阵,将约束条件转换为约束边界处的刚度约束的方法。如对于与地面固连的边界条件,通过赋予地面固连节点处一个足够大的刚度来模拟刚性连接,输出该节点的变形与约束刚度的乘积得到约束力。显然,固连节点处的刚度越大,与固连状态越接近,结果越准确,但在模型中引入非常大的刚度,会造成该节点变形的模态频率非常高,会需要更多的模态组建状态空间模型,从而降低了模型的计算速度。

3 扁簧式起落架状态空间模型建立

扁簧式起落架的三维模型如图 2 所示,其柔性状态空间模型主要用于模拟扁簧在地面支反力和载荷冲击作用下竖直方向的变形,采用静力分析验证该方法的计算精度。

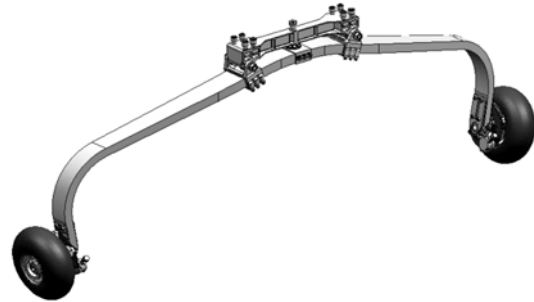


图 2 起落架三维模型

Fig. 2 Landing gear 3D model

3.1 扁簧式起落架有限元模型

根据 2.4,将轮胎与地面的接触约束等效为轮胎与地面的接触刚度约束。在有限元模型中将轮胎等效为一根弹簧,弹簧刚度即为轮胎的刚度,并在弹簧与扁簧联接端点处施加包含扁簧轮胎以及载荷的集中质量来消除该方法对于质量矩阵的影响,弹簧另一端点固连在地面。

扁簧由碳纤维复合材料铺层制造,其机身载荷的冲击作用通过机身连接处节点输入状态空间模型。有限元模型如图 3 所示。其中节点 1 300 和 2 740 的竖直方向为载荷冲击力输入,而节点 2 865 和 2 866 的竖直方向冲击响应输出(轮胎变形量),用于在仿真过程中计算轮胎的支反力。

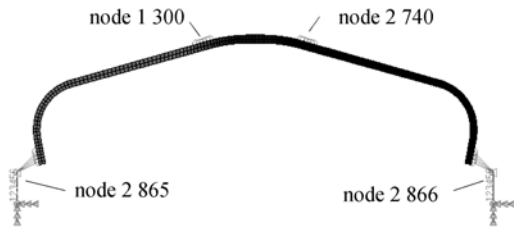


图 3 起落架有限元模型
Fig. 3 leaf spring FEA model

3.2 扁簧柔性状态空间模型建立

对有限元模型进行模态分析, 获得扁簧的模态数据, 前 10 阶固有频率如表 1 所示。使用 Matlab 提取扁簧有限元, f06 结果文件中的固有频率以及节点 1 300、2 740、2 865、2 866 的振型。

表 1 模态分析结果
Tab. 1 Results of modal analysis

阶数	固有频率/ rad · s ⁻¹	阶数	固有频率/ rad · s ⁻¹
1	71	6	1 443
2	101	7	1 580
3	379	8	1 907
4	586	9	2 634
5	789	10	3 532

3.3 频率截断

定义比例阻尼矩阵 Γ 与矩阵 F 和 T , 建立状态空间方程。对 1 300 节点垂直方向输入激励与 2 865 节点垂直方向位移输出之间进行频率响应分析, 前 50 阶频率幅值响应如图 4 所示。

由频率响应图 4 可知, 1 阶频率幅值响应最大, 图 5 中, 1 阶模态振型为扁簧在轮胎弹簧影响下垂直方向的刚体运动, 所以其为该方向上的最主要模态。随着频率增大幅值响应减少, 到达 5 阶模态区域时出现区域峰值, 与 4 阶模态的幅值响应相当, 参看 4、5 阶模态振型均为一阶弯曲变形, 都是垂直方向主要模态之一。到达 10 阶模态二阶弯曲变形时, 其幅值响应与 1 阶模态相差近 10^5 倍。所以在 10 阶频率处进行模态截断。

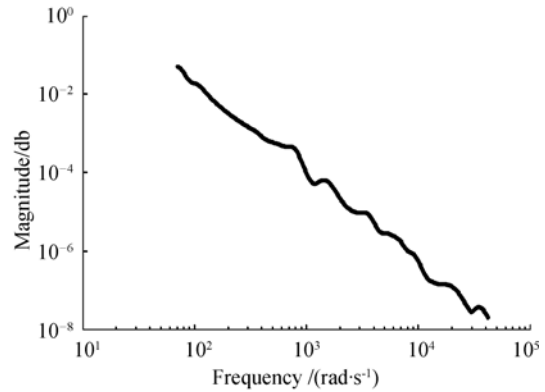


图 4 频率响应图
Fig. 4 Frequency response results

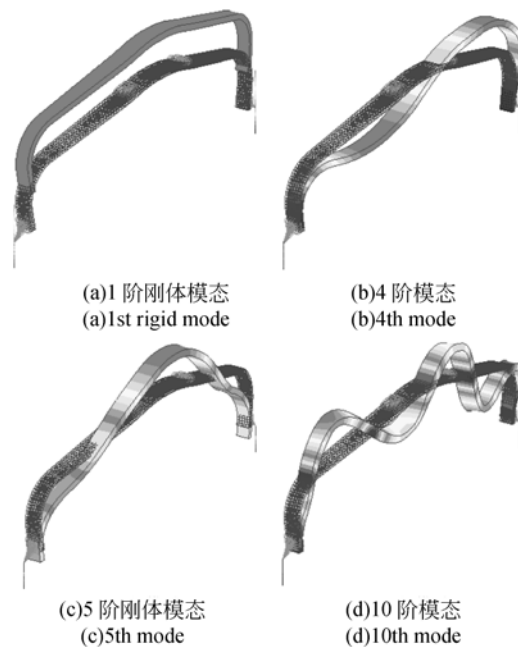


图 5 部分模态振型图
Fig. 5 Parts of mode shapes

需要注意的是, 一般频率越大幅值响应越小, 但某些情况下会出现区域峰值, 造成处于峰值固有频率的幅值响应大于前面几阶的幅值响应。

3.4 静力测试

对缩减后的扁簧柔性模型进行静力分析测试, 以 Nastran 的静力分析结果作为精确解, 进行对比验证静力条件下状态空间模型的计算精度。在节点 1 300 和 2 740 处垂直方向上施加 700 N 的静力, 对有限元软件和 Matlab/Simulink 中的扁簧模型分别进行静力分析, 输出节点 1 300 的位移进行对比, 结果如表 2。

表 2 静力结果对比

Tab. 2 Comparison of static results (mm)

	X	Y	Z
FEA 软件	8.1899×10^{-1}	-2.0394×10^{-3}	-1.4943
柔性模型	8.19×10^{-1}	-2.104×10^{-3}	-1.493

两种方法竖直方向的静力分析误差为:

$$Z_{patran} = -1.494 \text{ mm}$$

$$Z_{state-space} = -1.493 \text{ mm}$$

$$\delta = \frac{\Delta Z}{Z_{patran}} =$$

$$\frac{|Z_{state-space} - Z_{patran}|}{Z_{patran}} \times 100\% = 0.07\%$$

可见静力条件下, 柔性模型的计算结果与 Nastran 静力分析结果只有 0.07% 的误差。

4 扁簧式起落架落震仿真与实验对比

4.1 落震动力学仿真

在 Matlab/Simulink 环境中建立了包含扁簧柔性状态空间模型的起落架落震仿真模型, 并通过与起落架落震实验对比, 验证柔性状态空间模型对于扁簧柔性变形动态特性的模拟。

如图 6 所示, 落震模型中包括描述起落架的刚体运动模型以及描述扁簧变形的柔性状态空间模型。通过状态空间初始状态设置进行着陆冲击初始速度模拟。刚体运动的加速度通过重力与支反力 F_n 计算, 如下式, 通过积分得到速度和位置信息。

$$mg - F_n = ma. \quad (27)$$

由图 5 可知, 1 阶模态振型为在两根轮胎等效弹簧刚度影响下竖直方向的刚体运动, 扁簧上任意节点的运动为刚体运动与节点变形的合成运动^[1], 所以柔性状态空间模型输出为包含节点变形与扁簧刚体运动的节点运动信息, 起落架机身连接点处的节点变形为该节点运动与刚体运动之差。轮胎弹簧节点运动则代表了轮胎的压缩量。将载荷与起落架的连接等效为刚性连接, 刚度取为 10^6 N/m , 支反力的计算由状态空间输出轮胎节点位移、速度与轮胎刚度阻尼的乘积。轮胎弹簧节点在负方向位移时, 轮胎为压缩状态, 输出支反力。

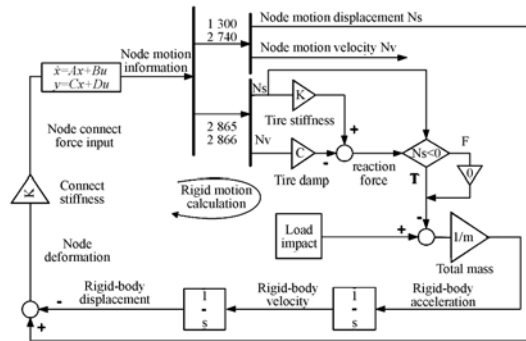


图 6 落震模型结构框图

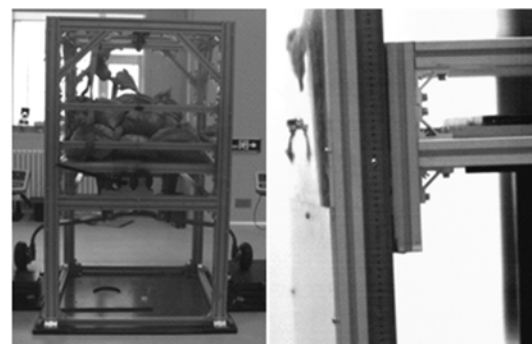
Fig. 6 Block diagram of drop simulation

4.2 起落架落震实验

4.2.1 实验装置

落震实验是模拟无人机起落架着陆撞击的一种动力特性试验。如图 7(a) 所示, 实验系统为落震试验台, 包括支撑子系统, 滑道子系统, 升降子系统, 撞击平台子系统以及数据采集子系统等。通过施加配重对着陆设计质量进行模拟, 调整自由落体高度来模拟飞机着陆冲击速度。

本实验结果数据用于与仿真模型结果对比, 故未考虑着陆水平速度。机轮主要受到竖直载荷和侧向载荷作用, 侧向载荷是由于扁簧压缩时外形由内八字变为外八字, 导致跨距变大, 引起机轮与落震台相对滑动的载荷。为消除侧向载荷对于扁簧变形的抑制作用, 设计了滑板机构, 释放侧滑自由度。位置刻度由高速摄像机的钢尺读数得到, 如图 7(b) 所示。



(a) 落震实验台 (a) Drop test device (b) 下落位移测量 (b) Displacement measurement

图 7 落震实验

Fig. 7 Drop test

4.2.2 实验设计

依据无人机使用下沉速度 1.8 m/s , 极限下

沉速度为 3 m/s, 设计重量为 200 kg, 两组实验结果如表 3。

表 3 落震实验参数

Tab. 3 Drop test parameters

实验编号	下沉速度/ m · s ⁻¹	载荷质 量/kg	投放高 度/m	投放姿态
1	1.8	200	0.165	水平
2	3	200	0.46	水平

4.3 结果分析

以机轮首次触地时刻作为初始时刻, 观测载荷连接处相对触地初始位置的位移量, 其中位移量为负表明扁簧处于压缩阶段, 为正则表明扁簧处于回弹阶段。

4.3.1 仿真实验结果

仿真模型输出机身连接节点 1 300 的位移量如图 8 所示, 扁簧柔性模型的有限元总自由度数, 状态空间使用节点数, 模态阶数, 及仿真所用时间如表 4。

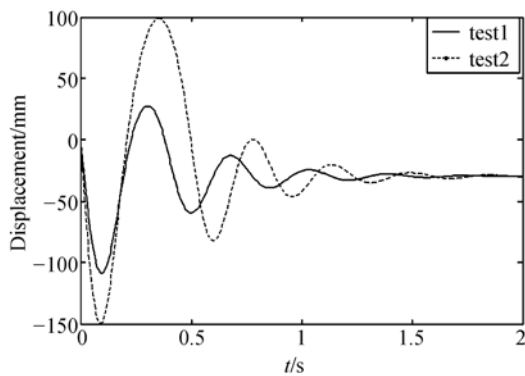


图 8 落震仿真结果

Fig. 8 Results of drop simulation

表 4 仿真参数

Tab. 4 Simulation parameters

自由度数	节点数	模态阶数	仿真时间/s	步长/ms
8 604	4	10	0.211 5	1

4.3.2 落震实验结果

表 5 中, 初始刻度为主起未压缩状态下机轮触地瞬时钢尺读数, 峰值刻度为扁簧落震缓冲过

程中机身连接点处历次压缩、回弹的极值刻度, 初始刻度与峰值刻度之差为位移量。通过对比仿真与实验结果可以发现, 落震实验在首次触地回弹后, 其位移量明显小于仿真实验且衰减震荡次数小于仿真模型。这是由于在落震实验中导轨摩擦, 轮胎与落震台摩擦等造成的能量损失会明显减少扁簧在触地后的回弹量, 而且由于实验过程中摩擦耗能以及轮胎橡胶与扁簧复合材料的阻尼非线性致使模型所用阻尼与实际材料阻尼有一定偏差导致落震实验的震荡次数低于仿真实验。

表 5 落震实验结果

Tab. 5 Results of drop test (mm)

实验 1	初始刻度	959.3	实验 2	初始刻度	965.1
峰值时 间/s	峰值 刻度	位移量	峰值时 间/s	峰值 刻度	位移量
0.13	1 085.0	-125.7	0.21	1 120.5	-155.4
0.41	945.2	14.1	0.57	903.3	61.8
0.70	951.0	-8.3	0.83	986.4	-21.3
0.93	961.4	2.1	1.05	959.5	5.6

表 6 落震结果对比

Tab. 6 Comparison of drop results

实验编号	实验结果 /mm	仿真结果 /mm	误差/(%)
1	-125.7	-119.8	4.7
2	-155.4	-149.3	3.9

为消除摩擦等干扰项造成的影响, 对建模方法进行了验证, 提取仿真和实验结果中扁簧首次触地的极限压缩量进行对比, 如表 6 所示。在两组实验条件下, 扁簧柔性模型与落震实验的极限压缩量误差分别为 4.7% 和 3.9%。仿真模型能够很好地模拟落震过程扁簧的振动衰减过程, 其在摩擦等干扰项影响最小的首次触地压缩量误差小于 5%。

5 结 论

通过模态分析相关理论将振动微分方程解耦并转化为便于在软件中使用的状态空间模型, 为

弹性构件在动力学响应过程中柔性变形的建模提供了一种新的方法。该方法能够在保证精度的前提下大幅度简化模型,且解耦后的方程计算效率高,能够应用于实时仿真中。针对扁簧式起落架模型,采用约束刚度来等效边界约束条件的方法解决了边界约束下的支反力提取问题,仅使用 10 阶模态和 4 个节点建立了能够表述扁簧落震过程

中竖直方向压缩与回弹的柔性模型。仿真及实验分析表明,模型计算结果与有限元静力分析误差小于 1%,且能够很好地模拟扁簧动态特性,表明了该方法的正确性;同时在保证精度前提下,步长达到 1 ms,满足了实时飞行仿真要求。该柔性建模方法为多体动力学刚柔混合模型中柔性模型的建立提供了参考。

参考文献:

- [1] MICHAEL R, HATCH. *Vibration Simulation Using Matlab and ANSYS*[M]. Chapman & Hall/CRC, 2001.
- [2] GÖTEBORG. *Dynamic Analysis of Railway Bridges Using the Mode Superposition Method*[D]. Sweden: Chalmers University of Technology, 2007.
- [3] 黄欢. 柔性机械臂的模态综合建模及其动力学分析[D]. 浙江:浙江工业大学, 2005.
HUANG H. *Dynamic Analysis of Flexible Manipulator Arms by Component Mode Synthesis*[D]. Zhejiang: Zhejiang University of Technology, 2005.
- [4] KURSAT H C, ALLAN E W, IBRAHIM AKINCI I. Deformation behaviour simulation of an apple under drop case by finite element method [J]. *Journal of Food Engineering*, 2011, 104 (2):293-298.
- [5] 王勇, 王英勋. 无人机滑跑纠偏控制[J]. *系统仿真学报*, 2008, 29(5):142-149.
WANG Y, WANG Y X. Lateral deviation correction control for UAV taxiing [J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 29 (5): 142-149. (in Chinese)
- [6] 吴大方, 赵星, 贺小帆, 等. 飞机起落架落震试验中机轮水平冲击载荷测量方法的研究[J]. *机械强度*, 2010, 32(5):729-734.
WU D F, ZHAO X, HE X F, *et al.*. Study on measurement method of horizontal impact load in aircraft landing gear drop test [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2010, 32(5):729-734. (in Chinese)
- [7] 厉明, 纪勇, 贾宏光, 等. 基于快速仿真原型的飞行器半物理仿真系统[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(10):1949-1955.
- LI M, JI Y, JIA H G, *et al.*. Hardware-in-closed-loop simulation system for aircraft based on rapid simulation prototype [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(10):1949-1955. (in Chinese)
- [8] 张志成, 石要武. 利用状态空间模型联合估计波达方向和频率[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(4):916-921.
ZHANG ZH CH, SHI Y W. Estimation of direction-of-arrival and frequency based on state-space model [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(4):916-921. (in Chinese)
- [9] 王忠素, 翟岩, 梅贵, 等. 空间光学遥感器反射镜柔性支撑的设计[J]. *光学精密工程*, 2010, 18(8):1833-1841.
WANG ZH S, ZHAI Y, MEI G, *et al.*. Design of flexible support structure of reflector in space remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18 (8):1833-1841.
- [10] 李建微, 陈国栋. 虚拟针灸系统中的人体皮肤变形研究与实现[J]. *系统仿真学报*, 2010, 22(3):656-659.
LI J W, CHEN G D. Research and realization on skin deformation for virtual acupuncture system [J]. *Journal of System Simulation*, 2010, 22(3):656-659. (in Chinese)
- [11] DOUG L, JAMES, DINESH K P. Dynamic response textures for real deformation simulation with graphics hardware[J]. *Proceedings of SIGGRAPH*, 2002, 6(2002):65-72.
- [12] CHEN J X, WANG R L, WU H F. Research of dynamic simulation of machine gun considering elastic tripod mount[C]. *Third International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, shanghai: ICMTMA*, 2011:1072-1074.

作者简介:



薛志鹏(1988-)男,内蒙古呼伦贝尔人,博士研究生,2010年于武汉理工获得学士学位,主要从事无人机地面精确建模与控制等方面研究。E-mail: xuezhipengss1314@126.com

导师简介:



贾宏光(1971-)男,黑龙江五常人,研究员,博士生导师,1994年于哈尔滨工业大学获得学士学位,1997年于长春光机学院获得硕士学位,2000年于长春光机所获得博士学位,主要从事复合制导及目标识别技术研究。E-mail:ji-ahg@ciomp.ac.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)