

直升机“地面共振”多体动力学仿真分析

熊程刚*, 许锋

南京航空航天大学, 江苏 南京 211100

摘 要: 为了确保直升机不存在发生“地面共振”危险, 在完成“地面共振”初步仿真之后应进行地面开车试验。针对试验研究成本高、局限性大的问题, 利用LMS平台对某型直升机“地面共振”过程进行分析。根据理论和经验公式计算出动力学参数, 建立多体动力学分析模型。动态演示直升机“地面共振”开车试验过程的分析结果表明, 该直升机在转速范围内不会发生“地面共振”。

关键词: 直升机; 起落架; 地面共振; 动力学仿真; LMS

中图分类号: V243 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 05-0026-05

直升机“地面共振”即直升机在地面工作状态时发生的旋翼-机体耦合自激振动, 在直升机研制设计中必须设法避免这种现象发生。一般而言, 抑制“地面共振”发生的方法有两种: 一是通过调节旋翼/机身耦合系统的结构参数避开“地面共振”频率, 使得系统在旋翼转速变化范围内稳定; 二是通过添加旋翼减摆器和起落架阻尼消耗多余能量来抑制直升机“地面共振”发生^[1]。

起落架设计是一个反复迭代、不断改进的过程。传统的物理试验方法可靠性强, 但必须在物理样机生产出来之后才能试验, 如果试验结果不理想, 需要对产品作出改进后重新进行试验^[2], 每次都对设计出的构型进行试验, 必将耗费大量的人力物力, 从而导致研究成本高、局限性大的问题。利用与CATIA无缝连接的LMS Virtual Lab虚拟样机技术进行起落架运动学和动力学仿真分析, 相对于传统起落架设计方法, 具有可视化程度高、通用性强的优点, 实现了起落架设计分析一体化技术。通过建立较为复杂的起落架样机模型, 可以较快地得出比较可靠的分析结果, 从而对起落架动力学性能进行评价^[3]。

1 地面共振运动方程

1.1 基本假设

对直升机垂直起落状态“地面共振”进行初步分析时, 采用了下列假设^[4]:

- (1) 在旋翼旋转平面内, 只考虑桨叶绕垂直铰的摆振运动, 不考虑桨叶的挥舞运动和扭转运动;
- (2) 由于机身和桨叶的弹性变形与起落架的位移和桨叶绕垂直铰的摆振位移相比很小, 假设机身和桨叶都是刚体, 不考虑其弹性变形;
- (3) 不考虑空气动力作用。

1.2 地面共振方程

根据旋翼-机体系统分析模型, 由平衡方程和小角度假设^[5], 经多桨叶坐标变换, 每片桨叶的振动方程为:

$$-S_b \sin \psi_k \ddot{x} + S_b \cos \psi_k \ddot{y} + I_b S_b \omega^2 \zeta_k + f_{bk}(\xi_k, \dot{\xi}_k) = 0 \quad (1)$$

式中, S_b 为桨叶相对于链接处的静矩; I_b 为桨叶相对于链接处的惯性矩; k_{bk} 、 c_{bk} 分别表示为第 k 片桨叶的垂直铰刚度和阻尼大小; ψ_k 、 ζ_k 分别表示第 k 片桨叶的相位角和摆角。

地面共振机身平衡方程^[4]可表示为:

收稿日期: 2014-01-14; 录用日期: 2014-02-15

基金项目: 国家自然科学基金(51075203)

*通讯作者: Tel.: 15850667723 E-mail: 15850667723@139.com

引用格式: XIONG Chenggang, XU Feng. Analysis of helicopter ground resonance multi-body dynamics simulation [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(05): 26-30. 熊程刚, 徐锋. 直升机“地面共振”多体动力学仿真分析[J]. 航空科学技术, 2014, 25(05): 26-30.

$$\begin{cases}
M\ddot{x} + (2C_{XM} + C_{XN})\dot{x} + (2K_{XM} + K_{XN})\dot{\phi} + (2C_{XM}z_M + C_{XN}z_N)\dot{\phi} - \frac{k}{2}S_{cj}\ddot{\eta}\cos\gamma = 0 \\
M\ddot{z} + (2C_{ZM} + C_{ZN})\dot{z} + (2K_{ZM} + K_{ZN})z - (2C_{ZM}y_M + C_{ZN}y_N)\dot{\theta} - (2K_{ZM}y_M + K_{ZN}y_N)\dot{\theta} + (2C_{ZM}x_M - C_{ZN}x_N)\dot{\beta} + (2K_{ZM}x_M - K_{ZN}x_N)\beta + \frac{k}{2}S_{cj}\ddot{\eta}\cos\zeta = 0 \\
M\ddot{y} + (2C_{YM} - C_{YN}x_N)\dot{\phi} + (2K_{YM}x_M - K_{YN}x_N)\dot{\phi} + (2C_{YM} + C_{YN})\dot{y} + (2K_{YM} + K_{YN})y + \frac{k}{2}S_{cj}\ddot{\eta}\sin\gamma = 0 \\
(2C_{XM}y_M + C_{XN}y_N)\dot{x} + (2C_{XM}y_M + C_{XN}y_M)x + I_z\ddot{\phi} + (2C_{XM}y_M^2 + C_{XN}y_N^2 + 2C_{YM}x_N^2 + C_{YN}x_N^2)\dot{\phi} + (2K_{XM}y_M^2 + (2K_{XM}x_M - K_{YM}x_N - (2K_{YM}y_M + K_{YN}z_N)\sin\alpha)y + \frac{k}{2}S_{cj}(y_H\cos\gamma - x_H\sin\gamma)\ddot{\eta} = 0 \\
-(2C_{ZM}y_M + C_{ZN}y_N)\dot{z} - (2K_{ZM}y_M + K_{ZN}y_N)z + I_x\ddot{\theta} + (2C_{ZM}y_M^2 + C_{ZN}y_N^2 + 2C_{YM}z_M^2)\dot{\theta} + (2K_{ZM}y_M^2 + K_{ZN}y_N^2 + 2K_{YM}z_M^2)\dot{\theta} + I_{XY}\dot{\beta} + (-2C_{ZM}x_My_M + C_{ZN}x_Nz_N)\dot{\beta} + (-2K_{ZM}x_My_M + K_{ZN}x_Ny_N)\dot{\beta} + \frac{k}{2}S_{cj}y_H\ddot{\zeta} = 0 \\
(2C_{ZM}x_M - C_{ZN}x_N)\dot{z} - (2K_{ZM}x_M + K_{ZN}x_N)z + I_{XY}\ddot{\theta} + (2 - C_{ZM}x_My_M + C_{ZN}x_Nz_N)\dot{\theta} + (-2K_{ZM}x_My_M + K_{ZN}x_Ny_N)\dot{\theta} + I_z\dot{\beta} + (2C_{ZM}x_M^2 + C_{ZN}x_N^2)\dot{\beta} + (2K_{ZM}x_M^2 + C_{ZN}x_N^2)\dot{\beta} + \frac{k}{2}S_{cj}x_H\ddot{\zeta} = 0
\end{cases} \quad (2)$$

式中, x 描述机体在 X 轴方向的平动自由度; y 描述机体在 Y 轴方向的平动自由度; z 描述机体在 Z 轴方向的平动自由度; ϕ 描述机体绕 Y 轴的转动自由度, 方向按左手定则; θ 描述机体绕 X 轴的转动自由度, 方向按左手定则; β 描述机体绕 Z 轴的转动自由度, 方向按右手定则。 η, ζ 为旋翼系统经坐标变换后的自由度。 M, C, K 分别为机身和旋翼系统质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵。

2 仿真模型的建立

在 LMS Virtual Lab 平台中建立刚性机身, 输入直升机机身关键参数。在此基础上, 将各起落架子模型装配到机身模型上, 定义整体和局部坐标系, 添加运动副和相应约束, 模型建立完成后进行全机的“地面共振”仿真。

2.1 机身和旋翼模型的建立

取机身重心为原点, X 轴与机身纵向对称面垂直, Y 轴与机身构造水平线平行。机身建模中, 一些复杂的结构部件可以进行适当的简化, 机身和旋翼系统通过约束装配在一起。

2.2 起落架模型的建立

起落架分为两个主起落架和一个尾起落架。起落架的缓冲性能主要依靠缓冲器和轮胎来实现, 缓冲器受力包括空气弹簧力 F_b 、摩擦阻力 F_m 、油液阻尼力 F_d 和结构限制力 F_L [6]。轮胎垂直方向的力可由轮胎静压曲线得出 [7]。

2.2.1 空气弹簧力

飞机的主起落架及尾起落架采用浮动活塞式双腔缓冲器, 空气弹簧力可表示为:

$$\begin{cases}
F_b = [p_{L0}(\frac{v_{L0}}{v_{L0} - AS})^k - P_{atm}] \cdot A & (S_0 < S < S_1) \\
F_b = [p_{H0}(\frac{v_{LB} + v_{H0}}{v_{LB} + v_{H0} - A(S - S_1)})^k - P_{atm}] \cdot A & (S > S_1)
\end{cases} \quad (3)$$

式中, p_{L0} 为低压腔起始剩余压力; p_{H0} 为高压腔起始剩余压力; v_{L0} 为低压腔起始的空气容积; v_{H0} 为高压腔起始的空气容积; S 为活塞杆行程; A 为活塞活活塞杆的面积 (排挤空气的面积); k 为空气多变指数。

2.2.2 油液阻尼力

由缓冲器中的流量等式

$$\Delta V_L \cdot f = \dot{S} \cdot F_L \quad (4)$$

油液阻尼力为:

$$P_u = \xi \frac{\rho(F_L + f)F_L^2 \dot{S}}{2f^2} |\dot{S}| \approx \xi \frac{\rho F_L^3 \dot{S}}{2f^2} |\dot{S}| \quad (5)$$

式中, F_L 为排挤油液的柱塞面积 (通油孔的面积除外); f 为通油孔的面积; S 为活塞杆相对于外筒的速度; ξ 为计及油液摩擦损失的流体阻尼系数; ρ 为油液的密度。

2.2.3 活塞及密封装置等的摩擦阻力

活塞及密封装置等的摩擦阻力与缓冲器内的压力、零件表面加工粗糙度等有关, 计算时一般认为与空气弹簧力成正比, 即:

$$F_m = kF_b \quad (6)$$

式中, k 为摩擦阻力系数, 一般取 0.2。

2.2.4 结构限制力

活塞缓冲器结构限制力的定义主要用来限制模型中缓冲器行程的上下限值,其表达式为:

$$F_L = \begin{cases} K_l(-S) & S < 0 \\ 0 & 0 \leq S \leq S_{\max} \\ K_l(S - S_{\max}) & S > S_{\max} \end{cases} \quad (7)$$

结构限制力由弹性系数和阻尼非常大的弹簧力实现,包括压缩限制力和拉伸限制力。式中, S 为活塞行程, $S_{\max}$ 为活塞最大行程, K_l 为弹簧系数。

2.2.5 轮胎力

轮胎力包含的参数较多,如轮胎的径向刚度,侧向刚度,侧偏刚度,回正力臂,松弛长度等,它们对直升机在地面共振试验中的各阶固有模态都有较大的影响^[8]。但实际研究中较难获得轮胎充分试验数据,采用经验公式计算出的轮胎模型的静态特性与轮胎实验数据已经比较接近,因此可以采用Smily和Horbe的经验公式计算轮胎参数^[9]。

2.3 模型组建

在LMS平台下,采用表达式与曲线相结合的方法对真实的受力情况进行仿真。其中,空气弹簧力、油液阻尼力和结构限制力是基于以上公式编辑成相应函数输入到模型中。轮胎垂直方向的力则通过静压曲线坐标拟合输入到LMS的轮胎模块中,由软件计算相应的力,其他通过计算得到的参数直接输入到轮胎模块中。主起落架和后起落架都是双腔摇臂式起落架,由支柱、活塞杆、扭力臂、轮轴及机轮组成。通过运动副和约束组合在一起。

建立如图1所示全机模型,进行下一步的“地面共振”仿真。

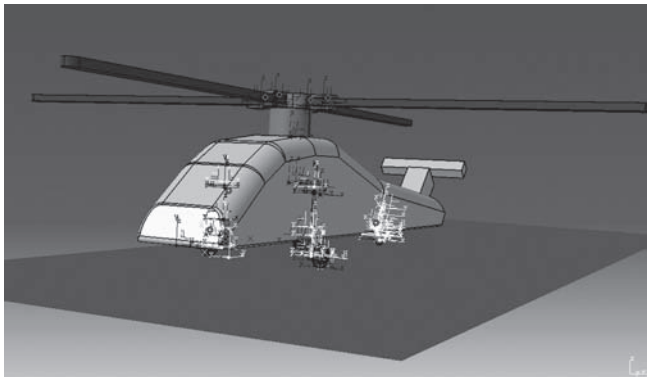


图1 全机模型
Fig.1 Full-aircraft model

3 “地面共振”分析

仿真模型建立后输入相应参数,机身和旋翼参数具体数值如表1所示。

表1 机身和旋翼参数设定
Table 1 Parameter setting of fuselage and rotors

参数名(单位)	数值
桨叶片数/n	3
机身质量/kg	8000
桨叶质量/kg	60
桨叶半径/m	8.18
机身惯性矩 I_x /(kg·m ²)	5e4
机身惯性矩 I_y /(kg·m ²)	4e5
机身惯性矩 I_z /(kg·m ²)	4e5
垂直铰偏置 l_b /m	0.3
桨叶关于垂直铰静矩 S_b /(kg·m)	250
桨叶关于垂直铰惯性矩 I_b /(kg·m ²)	1500

仿真过程中所需起落架基本参数如表2所示。

设置仿真时间为100s,时间步长为0.005s。旋翼转速由零开始转动至不稳定区,在25s时对桨毂重心处施加激振力。

图2和图3分别为机身 x 和 y 方向速度随时间变化曲线。图4

表2 起落架基本参数设定
Table 2 Basic parameter setting of landing gear

参数	主起落架	尾起落架
缓冲器效率系数	0.7	0.7
缓冲器使用行程/m	0.35	0.18
缓冲器低压腔初始压力/MPa	2.45	1.84
缓冲器低压腔初始容积/(×10 ⁻⁶ m ³)	1766.1	834.6
缓冲器高压腔初始压力/MPa	6.10	3.03
缓冲器高压腔初始容积/(×10 ⁻⁶ m ³)	1042.3	699.5
轮胎外径/mm	660	380
轮胎内径/mm	280	150

为桨叶摆角随时间变化曲线,从图中可以看出当桨叶摆角大幅增加时,机身位移也出现增大趋势。摆振角在短时间内衰减,机体振动也跟着逐渐减小,表明系统拥有足够的阻尼保持稳定。

图5和图6分别是机身俯仰角速度和滚转角速度随时间变化曲线,从图中可以看出机体俯仰模态和滚转模态随时间变化趋于稳定。

由仿真结果可知,旋翼转速能够通过较大摆幅的不稳定低转速区,不会出现不稳定的地面共振。结果证明了所设计的起落架刚度阻尼和旋翼的减摆器阻尼的可靠性。

4 结论

利用LMS建立了直升机动力学模型,模拟了直升机地面共振试验过程,得到如下结论:

(1) 利用LMS虚拟样机技术,相对于传统方法,具有可视化高、通用性强的优点,可建立较为复杂的样机模型,提高

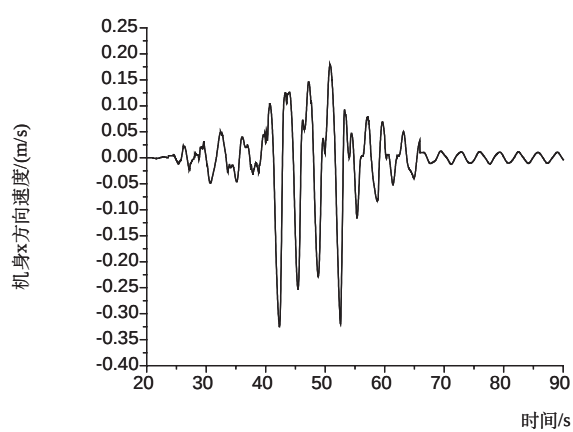


图2 机身X方向速度随时间运动曲线
Fig.2 Motion curve of body's X direction

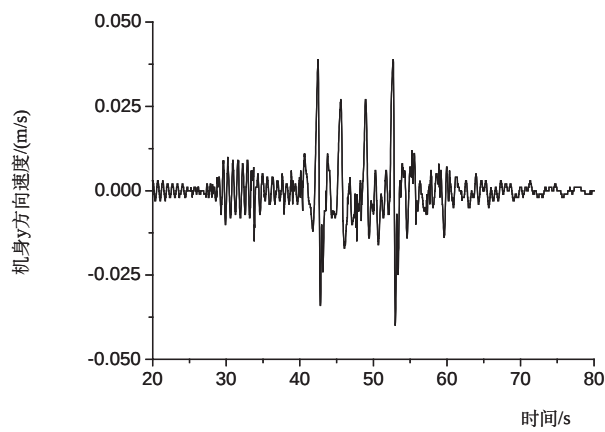


图3 机身Y方向速度随时间运动曲线
Fig.3 Motion curve of body's Y direction

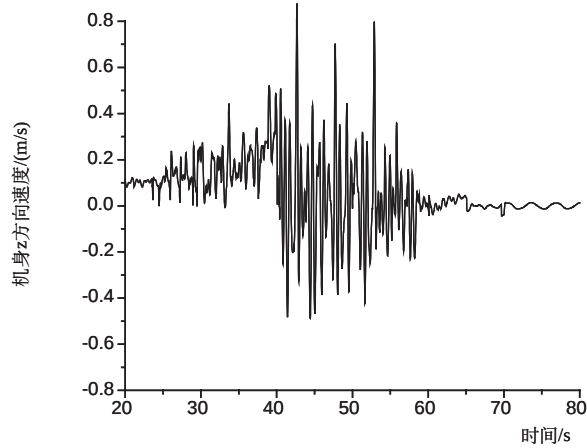


图4 桨叶摆角随时间变化曲线
Fig.4 Angle change curve of rotor wings

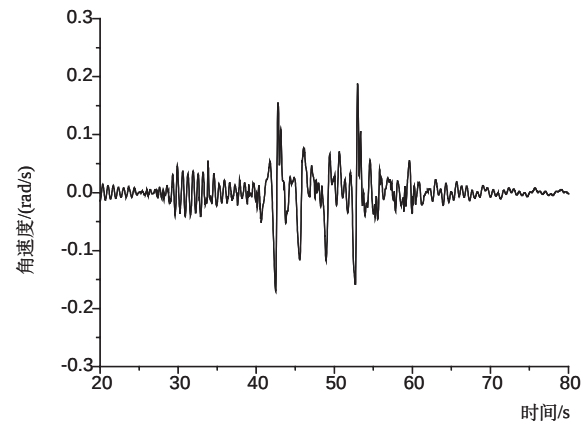


图5 机身俯仰角速度随时间变化曲线
Fig.5 Pitch angular velocity curve of body

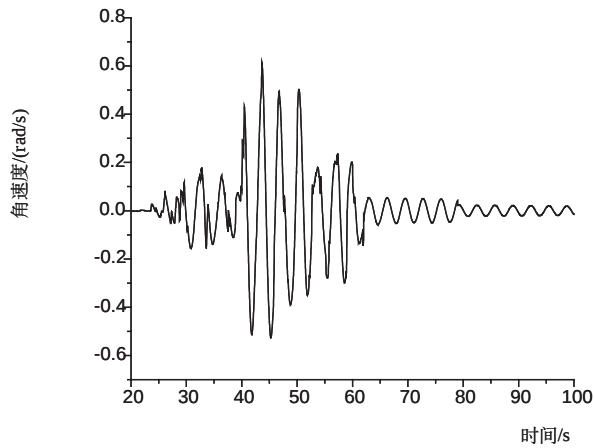


图6 滚转角速度随时间变化曲线
Fig.6 Rolling angular velocity curve of body

了计算精度和速度。

(2) 在LMS中建立的多体动力学模型可通过对模型中的参数直接进行修改来矫正模型,通用性好省去了矫正参数后大量复杂的结构动力学分析过程。

(3) 实现了起落架非线性刚度阻尼情况下的全机地面共振仿真分析,分析结果表明所设计的起落架构型和减摆器阻尼大小可保证直升机在额定转速内没有发生“地面共振”的危险。

(4) 根据所建立的全机模型,可以通过改变参数,进一步研究缓冲器刚度阻尼、减摆器阻尼以及轮胎的重要参数对直升机地面共振的影响。

AST

参考文献

[1] 薛海峰, 张晓谷.直升机旋翼与机体耦合的空中与地面共振稳

- 定性分析[J].飞机设计, 2003(2):4~9.
- XUE Haifeng, ZHANG Xiaogu. An Analysis of air and Ground Resonance Stability of Coupled Helicopter Rotor/Body System. [J]. Aircraft Design, 2003(2):4-9. (in Chinese)
- [2] 何鑫, 许锋, 聂宏. 直升机起落架虚拟静力试验方法研究[J]. 航空计算技术, 2013, 43(2): 33-36.
- HE xin, XU Feng, NIE Hong. Research of Virtual Static Test of Helicopter Landing Gear[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(2): 33-36. (in Chinese)
- [3] 崔飞, 马东立. 基于 LMS Virtual. Lab 的起落架动态性能仿真分析[J]. 计算机辅助工程, 2012, 21(2): 25-29.
- CUI Fei, MA Dongli. Simulation analysis on dynamic performance of landing gear based on LMS Virtual. Lab[J]. Computer Aided Engineering, 2012, 21(2): 25-29. (in Chinese)
- [4] 程金送. 某新型直升机“地面共振”初步分析[J]. 应用力学学报, 2001, (S1):118-126.
- CHENG Jinsong. Preliminary analysis of a New Helicopter's Ground Resonance [J]. CHINESE JOURNAL OF APPLIED MECHANICS, 2001; 118-126.(in Chinese)
- [5] 王唯. 直升机“地面共振”半主动自适应控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- WANG Wei. Semi-Active Adaptive Control of Helicopter Ground Resonance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [6] 《飞机设计手册二》总编委员会. 直升机设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005:807-811.
- Aircraft Design Manual II .Helicopter Design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005:807-811. (in Chinese)
- [7] D. Lowry. Advanced Technology helicopter landing gear preliminary design investigation[R]. AD-A162097, Oct, 1985.
- [8] 张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995: 89-92.
- ZHANG Xiaogu. Helicopter Dynamics Design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995: 89-92. (in Chinese)
- [9] 王光颖, 孙立红. 轮胎力学特性对飞机前轮摆振的影响分析[J]. 黑龙江科技学院学报, 2003, 13(2): 38-40.
- WANG Guangying, SUN Lihong. The Effect Analysis of Tire Mechanical Properties on Aircraft Nose Wheel Shimmy [J]. Heilongjiang Institute of Science, 2003, 13(2): 38-40. (in Chinese)

作者简介

熊程刚(1988—) 男, 硕士。主要研究方向: 飞行器起落架设计研究。

Tel: 15850667723 E-mail: 15850667723@139.com

许锋(1964—) 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 飞行器起落架设计研究。

Analysis of Helicopter Ground Resonance multi-body Dynamics Simulation

XIONG Chenggang*, XU feng

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China

Abstract: To ensure the helicopter avoid the dangers caused by ground resonance, there should be a helicopter ground test after the preliminary analysis. As to the high cost and limitations of experimental study, LMS is used to analyze the progress of a helicopter's ground resonance. Based on the parameters calculated by theory and empirical formula, the dynamical model is proposed. The results prove that the helicopter ground resonance won't happen within the speed range by the way of simulation to demonstrate dynamically the process of helicopter ground resonance test.

Key Words: helicopter; landing gears; ground resonance; dynamics simulation; LMS

Received: 2014-01-14; **Accepted:** 2014-02-15

Foundation item: National Natural Science Foundation of China(51075203)

***Corresponding author. Tel.:** 15850667723 **E-mail:** 15850667723@139.com