

基于 ADAMS/Aircraft 的起落架滑跑模型仿真

Simulation of Landing Gear Taxi Model Based on ADAMS/Aircraft

南京航空航天大学 肖宇 聂宏

[摘要] 以小车式起落架为例,利用ADAMS/Aircraft建立了起落架滑跑试验仿真模型,给出了起落架滑跑运动方程,并进行了滑跑试验仿真分析。仿真结果与理论要求对比具有较好的一致性。

关键词: 起落架 滑跑仿真 ADAMS

[ABSTRACT] A simulation model of the landing gear taxi test is built by using ADAMS/Aircraft taking a carrier type landing gear as an example. The motion formula of the landing gear taxi is given. The simulation analysis of taxi test is carried out. The simulation result is consistent with the theory.

Keywords: Landing gear Taxi simulation ADAMS

关于起落架设计,国内主要采用以保证着陆冲击时的强度条件来确定起落架设计载荷。需要指出的是,这种采用以保证着陆撞击时的强度和缓冲性能为基础的条件,作为起落架的设计依据并不很全面,因为它只考虑满足着陆冲击的缓冲器参数,对飞机在不平的跑道上作起飞、着陆的滑跑运动时往往不一定很理想。

实际上,大过载不仅会在着陆时产生,当飞机在不平的跑道上做滑跑运动时,同样有可能产生,甚至有可能超过着陆时的载荷。因此,比较合理的办法是应该兼顾着陆撞击和滑跑冲击的要求来确定起落架的各种参数。

鉴于滑跑运动在起落架设计中的重要性,考虑到实际试验的周期性和经济性,本文以小车式起落架为例,在软件ADAMS/Aircraft平台上,针对其特点进行了建模与仿真分析。

1 起落架滑跑运动方程

1.1 基本假设

- (1)起落架结构位于铅垂平面,所有的力都作用在这个平面内;
- (2)弹簧支承质量可理想化为集中在机体质心上;
- (3)非弹簧支承质量和旋转质量可以集中于轮轴上,

小车式起落架可集中于车架铰链点上;

(4)多轮起落架的轮胎特性可等效为一个当量的轮胎特性;

(5)缓冲器的结构变形仅考虑纵向弯曲变形。

1.2 运动方程

1.2.1 坐标系

系统的坐标原点取在飞机停机状态时飞机重心的位置上。 Z 坐标垂直向上为正, X 坐标垂直 Z 坐标,航向反方向为正,飞机俯仰角 θ 按右手坐标系确定,飞机抬头为正。

1.2.2 滑跑运动方程

(1)机身刚体垂直运动与俯仰运动:

$$M\ddot{Z} = -Mg + L + 2T\sin\theta + F_{SN} + 2F_{SM},$$

$$I_{YY}\ddot{\theta} = M_A + F_{SN}l_N\cos\theta - 2F_{SM}l_M\cos\theta.$$

(2)起落架前、主起落架非弹性支撑质量运动方程:

$$m_N\ddot{Z}_N = -m_Ng - F_{SN} + V_N,$$

$$m_M\ddot{Z}_M = -m_Mg - F_{SM} + V_M.$$

机轮的运动方程:

$$I_{WN}\dot{\omega}_N = D_N(R_N - \delta_N),$$

$$I_{WM}\dot{\omega}_M = D_M(R_M - \delta_M).$$

(3)全机水平运动:

$$(M + m_N + 2m_M)\ddot{X} = -2T\cos\theta + D,$$

$$D = D_R + D_N + 2D_M.$$

2 建模与仿真

2.1 飞机建模

根据ADAMS/Aircraft模块的特点以及小车式起落架的结构形式,本课题将起落架划分为起落架缓冲支柱子系统和机轮子系统。这2个子系统是通过在软件ADAMS/Aircraft的Template Builder界面中生成的起落架缓冲支柱模板和机轮模板的基础上生成的。

2.1.1 缓冲支柱建模

缓冲支柱上总的轴向力 F_s 是空气弹簧力、油液阻尼力、缓冲器内部摩擦力和缓冲器结构限制力的合力,即

$$F_s = F_a + F_h + F_f + F_l。$$

下文各分力的计算仅给出本文叙述的起落架型式的计算公式。

(1) 空气弹簧力 F_a 。

对于单腔缓冲器,不考虑油液可压,也不考虑缓冲器腔体的体积膨胀,其计算方法为

$$F_a = \left[P_{Air0} \left(\frac{V_{Air0}}{V_{Air0} - A_{Air}s} \right)^{\gamma} - P_{AMB} \right] A_{Air}。$$

(2) 油液阻尼力 F_h 。

对于常油孔缓冲器来说,其侧油孔的计算方法为

$$F_h = \begin{cases} \frac{\rho A_{FL}^3 \dot{s}}{2C_d^2 A_{ori}^2} \left| \dot{s} \right| + \frac{\rho A_s^2 (A_s - A_{orisc}) \dot{s}}{2C_d^2 A_{orisc}^2} \left| \dot{s} \right| & \dot{s} \geq 0 \\ \frac{\rho A_{FL}^3 \dot{s}}{2C_d^2 A_{ori}^2} \left| \dot{s} \right| + \frac{\rho A_s^2 (A_s - A_{orise}) \dot{s}}{2C_d^2 A_{orise}^2} \left| \dot{s} \right| & \dot{s} < 0 \end{cases}。$$

(3) 摩擦力 F_f 。

本文仅考虑了由缓冲器内部压力引起的缓冲器内部摩擦力:

$$F_f = \pi \mu_b D_b H_b \left[P_{Air0} \left(\frac{V_{Air0}}{V_{Air0} - A_{Air}s} \right)^{\gamma} - P_{AMB} \right] \left| \frac{\dot{s}}{s} \right|。$$

(4) 结构限制力 F_l 。

$$F_l = \begin{cases} K_l s & s < 0 \\ 0 & 0 \leq s \leq s_{max} \\ K_l (s - s_{max}) & s > s_{max} \end{cases}。$$

在ADAMS/Aircraft中通过添加Stoppers界面实现。

(5) 符号说明

V_{Air0}	空气腔初始体积
A_{Air}	活塞杆外截面面积
s	缓冲支柱行程
P_{AMB}	大气压强
ρ	油液密度
A_{FL}	活塞杆内部净截面积
C_d	油液缩流系数
A_{ori}	油孔净截面积
A_s	油液流入回油腔腔体的截面积
A_{orisc}	正行程回油腔油孔的截面积
A_{orise}	反行程回油腔油孔的截面

μ_b 缓冲器内摩擦系数

D_b 轴套直径

H_b 轴套高度

K_l 结构限制刚度

s_{max} 最大设计行程

2.1.2 机轮模板

通过创建wheel界面来建立机轮模板。在创建过程中,可以通过输入质量和转动惯量来定义轮胎的质量属性、几何属性、摩擦系数等轮胎参数,轮胎垂直力随轮胎压缩量的变化曲线可以通过属性文件的格式输入:

$$V = C_y \delta^{SN}，$$

式中, V 为轮胎垂直力, C_y 为轮胎垂直(非线性)变形系数, δ 为轮胎垂直变形, SN 为轮胎垂直(非线性)变形指数。

2.1.3 建立起落架模型

在ADAMS/Aircraft的Standard界面中通过调用缓冲支柱子系统和机轮子系统来组成起落架动力学装配。

2.1.4 建立全机模型

在建立好前起落架和主起落架的模型后,应用ADAMS/Aircraft内部含有的机身模块,在Standard界面组合成为全机模块。

2.2 模型仿真分析

在仿真所需要的各项参数对应输入后,应用ADAMS/Aircraft的Simulink功能项进行分析,得到结果图形。本课题仿真分析的结果符合实际情况,能够满足起落架初始阶段设计理论要求。

3 结束语

通过上述分析和研究,可以看出ADAMS/Aircraft能在较短的时间内建立起落架滑跑分析模型,并且可以进行滑跑试验仿真,仿真结果与初始阶段设计思想具有较好的一致性。另外,ADAMS/Aircraft建立的分析模型具有可视化的功能,可以再现滑跑仿真过程,因此选用ADAMS/Aircraft建立起落架分析模型以及进行仿真计算具有很好的实用性。

本课题建立了起落架的滑跑分析模型,但ADAMS/Aircraft的功能不限于此项分析,通过对模型的不断细化,还可以进行起落架的收放等其他仿真分析,对于起落架的设计具有重大的意义。

(责编 咏智)