

文章编号:1674-8190(2014)04-502-07

多轮多支柱式飞机起落架运动特性仿真研究

王博, 林皓

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 为了评估起降阶段的飞机操控特性, 针对某型飞机多轮多支柱式起落架系统, 研究组成单个起落架支柱的轮胎、缓冲器、刹车系统、前轮转弯等部件的受力、力矩特性及传递过程。基于线性理论, 将多个支柱运动特性叠加, 运用 Matlab/Simulink 软件工具, 建立整个系统的仿真模型。嵌入某型飞机六自由度运动解算模型进行飞机落震、加速滑跑、高低速转弯、起飞离地、着陆接地、刹车减速等仿真验证, 并在某型飞机动基座模拟器上进行飞行试验。结果表明: 该起落架模型各项功能完善, 能够正确反映飞机姿态响应过程, 飞机起降过程感受与真实飞机基本一致。

关键词: 起落架建模; 缓冲器; 前轮转弯; 刹车系统; 模拟器试验; Matlab/Simulink

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

Simulation Research on Multiple Wheels and Multiple Strut Aircraft Landing Gear's Kinetic Characteristic

Wang Bo, Lin Hao

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to assess the handling characteristics of the aircraft at taking off and landing stage, for a complex aircraft landing gear systems, the single strut landing gear system which is composed by tires, shock strut system, brake system and nose wheel steering system is studied, including force analysis, torque characteristic and its delivery process. Based on the linear theory and the Matlab/Simulink, all the strut kinetic characteristics are superimposed together, that constitutes a simulation model of the system. Moreover, embedded in aircraft six degree of freedom model and been simulated, including acceleration taxiing characteristics, high/low speed turns characteristics, take-off characteristics, landing characteristics and brake characteristics. The model is used in an aircraft moving base simulator for flight test. The simulation result indicates that this model accurately reflects the aircraft attitude response in the process of plane's taking off and landing.

Key words: landing gear model; shock strut; nose wheel steering; brake system; simulator test; Matlab/Simulink

0 引言

在控制律设计过程中, 充分的地面操纵性、稳定性分析是必不可少的, 地面飞行模拟器已经向全任务模拟的方向发展。要实现多任务、高逼真度的飞行模拟, 建立准确的仿真数学模型尤为关键^[1]。

飞机起落架的作用主要是承受飞机在静止状态时的重力以及起飞和降落时的冲击力, 承载飞机在地面上的运动^[2], 这个动力学过程是非常复杂的。在起落架的设计分析中多采用 ADAMS 进行仿真分析^[3], ADAMS 是虚拟样机分析的应用软件, 用户可以运用该软件对虚拟机械系统进行静力学、运动学和动力学分析。但 ADAMS 仿真平台实时解算性能较差, 难以应用到控制律设计和模拟器试验中。目前应用在模拟器以及控制律设计中的起落架数学模型, 多将其作为一个整体对待。这与真实

收稿日期: 2014-03-25; 修回日期: 2014-06-22

通信作者: 王博, wangbonuaa@sina.cn

的起落架系统状态并不一致,仿真误差较大。

本文在受力分析的基础上,对起落架系统进行合理的数学抽象简化,基于 Matlab/Simulink 软件工具,建立精确的数学仿真模型,模拟飞机进行地面操纵的稳态及动态过程,满足控制律分析以及模拟器试验的需要。

1 单个起落架支柱受力分析

一个典型的现代飞机起落架系统,主要有四部分组成:机轮、减震支柱、刹车系统和起落架收放机构。在分析起落架受力特性时,可以不考虑收放机构。地面上起落架支柱受力特性如图 1 所示。

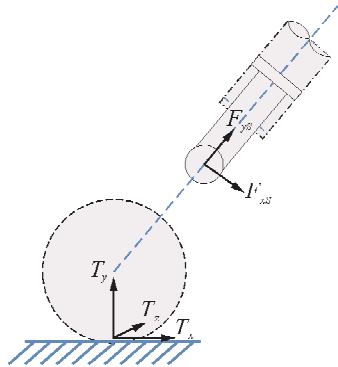


图 1 起落架支柱受力分析

Fig. 1 Force analysis of landing gear strut

起落架受力分为与飞机相互作用、与地面相互作用两部分,采用隔离法对其受力进行分析。将地面、起落架、飞机分为三个部分,分析它们之间的相互作用力。飞机在地面时,地面支撑力 T_y 、轴向摩擦力 T_x 、侧向力 T_z 直接作用在机轮上,影响飞机在地面的滑跑、刹车、转弯、机轮转速等。地面作用力又通过轮轴压缩缓冲器,产生缓冲器压缩力 (F_{xs}, F_{ys})。缓冲器压缩力又通过起落架支柱施加到飞机上,影响飞机的姿态运动、平移运动^[2]。

起落架支柱在受力时,压缩变形由轮胎和缓冲器两部分组成。由于起落架轮胎刚度较大,相对于缓冲器,在受到作用力时变形量较小,在动态特性分析时可以近似忽略。目前较先进的飞机起落架采用气动式弹簧和液压式减震装置,当缓冲器在外力作用下受到压缩时,空气腔压缩,将一部分动能转化为压缩能,同时油液系统通过阻尼作用将部分动能转化为热能消耗掉。缓冲器结构吸收了起落

架能量的 80%~90%,在不考虑缓冲器压缩非线性特性及起落架结构变形时,可将单个起落架支柱简化为质量弹簧系统^[3-4]来分析。起落架支柱简化模型如图 2 所示。

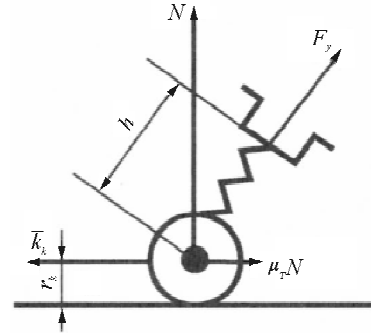


图 2 起落架支柱简化模型

Fig. 2 Simplified model of landing gear strut

2 缓冲器压缩量以及承载解算

当缓冲器受到地面作用力、飞机机体作用力、气动力时,气动式弹簧开始压缩,同时油液腔发挥阻尼作用,其反作用力 F_s 主要由缓冲器的压缩量 S_i 及压缩速率 \dot{S}_i 决定。当起落架受力时,机轮轮轴与基准平面的距离一定,等于机轮半径。机轮轴距飞机质心坐标与缓冲器压缩量的矢量和、机轮半径有如下关系:

$$H + YP_0 \cdot B_y + XP_0 \cdot B_x + ZP_0 \cdot B_z + B_y \cdot S_i = R_w \tag{1}$$

式中: $B_x = \sin(\vartheta)$; $B_y = \cos(\vartheta) \cos(\gamma)$; $B_z = -\cos(\vartheta) \sin(\gamma)$ 。

由此可推导得到起落架缓冲器压缩量为

$$S_i = -YP_0 - \frac{1}{B_y} (H + XP_0 \cdot B_x + ZP_0 \cdot B_z - R_w) \tag{2}$$

当考虑地面不平整度时, R_w 应附加地面不平整系数。

对式(2)求导可得缓冲器压缩率为

$$\dot{S}_i = - \frac{V_{zg} + XP_0 \cdot \dot{B}_x + ZP_0 \cdot \dot{B}_z + \dot{B}_y (H + XP_0 \cdot B_x + ZP_0 \cdot B_z - R_w)}{B_y^2} \tag{3}$$

式中: XP_0 、 YP_0 、 ZP_0 为缓冲器未压缩时机轮轴相对飞机质心的位置; R_w 为机轮半径。

则缓冲器作用到飞机上的力为

$$F_s = Q_y(S_i) + \sigma(S_i, \dot{S}_i) \cdot \dot{S}_i \text{sign}(\dot{S}_i) + K_{\dot{S}_i} \dot{S}_i \quad (4)$$

式中: Q_y 为缓冲器受压缩时产生的作用力, 根据压缩量查表获得; $K_{\dot{S}_i}$ 、 $\sigma(S_i, \dot{S}_i)$ 分别为弹性阻尼系数和粘性阻尼系数, 由试验获得。

3 机轮受力承载解算

机轮受到缓冲器的压缩力 F_s , 同时受到地面支撑力 T_y 、轴向摩擦力 T_x 、侧向力 T_z 的作用。其相互关系如图3所示, x_g 、 y_g 为地轴方向。

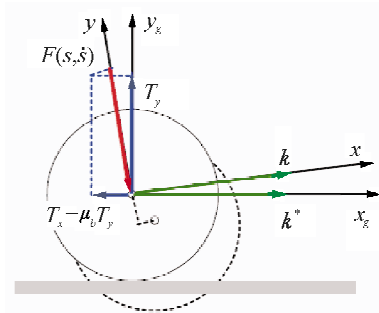


图3 起落架机轮受力分析

Fig. 3 Force analysis of landing gear wheel

缓冲器受机轮作用力产生压缩, 同时缓冲器对机轮的作用力 F_s 与地面对机轮的作用力相互平衡, 因此由缓冲器压缩力可获得地面对机轮的法向作用力。

$$T_y = \frac{F_s}{B_y - \mu_b \cdot B_y + \mu_z \cdot B_y} \quad (5)$$

机轮上轴向力、侧向偏移力, 是机轮法向承载力 T_y 和摩擦系数的函数。根据摩擦力计算公式可得:

$$\begin{aligned} T_x &= \mu_b T_y \\ T_z &= \mu_z T_y \end{aligned} \quad (6)$$

式中: μ_b 为轴向摩擦系数, 由试验获得; μ_z 为侧向摩擦系数, 是机轮侧向偏移角、胎压、道面的函数^[5], 由试验获得。

在分析飞机滑跑着陆特性时, 将起落架系统与飞机作为一个整体, 受地面反作用力, 根据式(1)~式(6)进行分析解算。需要注意的是, 上述各力是在地面坐标中计算的, 在分析飞机运动时, 需将其转换到机体坐标系中。

4 机轮转弯解算

对于前三点式起落架布局, 前轮转弯有两种模式: ①纵向操纵状态, 此时前轮偏转角由前轮转弯控制系统单独确定; ②纵向自由工作状态, 此时机轮偏转角由机轮受力状态平衡条件确定。当机轮对称平面与飞机速度矢量在跑道平面投影不重合时, 产生机轮偏移角 β_{ss} , 如图4所示。

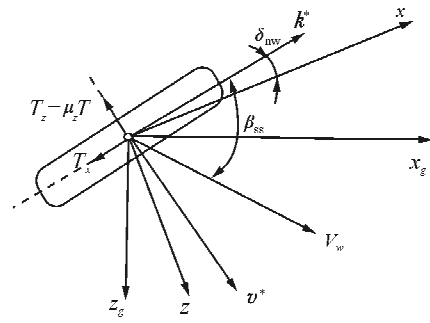


图4 起落架机轮侧向偏移角

Fig. 4 Landing gear wheels' laterally offset angle

机轮自由状态时, 由于侧向力作用, 机轮会逐渐转向, 使得机轮偏转角 δ_{nw} 逐渐增大, 机轮偏移角 β_{ss} 逐渐减小直至为0, 机轮侧向力随之减小。当达到稳定时, $\beta_{ss} = 0$, 因此稳定状态的机轮偏转角 δ_{nw} 等于初始机轮偏移角。根据几何关系可得机轮偏移角为

$$\beta_{ss} = (v_i^*, v_{wi}) = \frac{\dot{X}_{wi} v_{xi}^* + \dot{Y}_{wi} v_{yi}^* + \dot{Z}_{wi} v_{zi}^*}{V_{wi}} \quad (7)$$

式中: \dot{X}_{wi} 、 \dot{Y}_{wi} 、 \dot{Z}_{wi} 为地速矢量; v_{xi}^* 、 v_{yi}^* 、 v_{zi}^* 为机轮坐标矢量。

根据 β_{ss} 与 μ_z 系数关系试验曲线, 获得机轮所受侧向力、力矩, 输出给六自由度飞机解算方程, 完成飞机前轮转弯状态下的运动解算。

5 机轮刹车解算

起落架系统另一个重要的高频原件是刹车系统。在刹车过程中存在机轮上某点的转动速率不等于机轮平移速率的情况, 即 $\omega_w R_w / V < 1$ 。此时机轮刹车出现打滑, 定义 $W = 1 - \omega_w R_w / V$ 为打滑系数。打滑系数在某个范围内增大会增加刹车摩擦系数, 增加刹车效果; 当其超过某一最大值时, 随

着打滑系数的增加刹车摩擦系数减小,削弱刹车效果^[6],如图 5 所示。

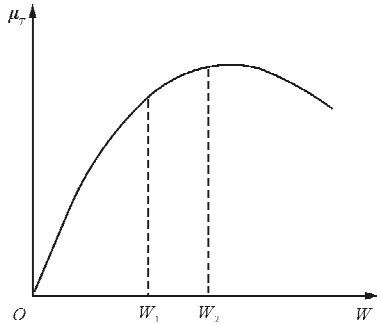


图 5 机轮打滑系数与摩擦系数关系
Fig. 5 The relationship between wheel slip coefficient and friction coefficient

为了将当前打滑值保持在摩擦系数 μ_r 与打滑系数关系曲线的最有利范围内,例如 W_1 和 W_2 之间。机轮刹车系统安装自动防滑刹车系统。

机轮在滚转时,受到摩擦力矩、刹车力矩的同时作用。根据机轮滚转方程有:

$$J_w \dot{\omega}_w = T_y R [\mu_T(W) - \mu_r] - M_T \quad (8)$$

式中: ω_w 为机轮转动角速度; J_w 为机轮转动惯量; T_y 为轮胎给地面的压力; μ_T 为刹车后的滚转摩擦系数,其为打滑系数的函数,由试验获得; μ_r 为滚转摩擦系数,由试验获得; M_T 为刹车力矩,取设计值。

当机轮刹车时,刹车系统产生刹车力矩 M_T 作用在机轮上来减小机轮转动速度,同时减小飞机滑跑速度。根据式(8)可解算出刹车时机轮转动速度,根据转动与平移运动关系可获得飞机平移运动速度。

6 参数化建模

某型飞机采用多轮多支柱式起落架布局,起落架系统由一个前起和后三排六个主起构成,如图 6 所示。

由于起落架支柱的相似性,针对单个起落架支柱进行受力分析,建立其数学模型,通过线性叠加完成整个起落架系统运动模型的建立^[7]。

- 起落架模型需实现如下五个功能:
- (1) 缓冲器压缩量、压缩速率解算;
 - (2) 机轮受力承载解算;

- (3) 前轮转弯解算;
- (4) 机轮刹车解算;
- (5) 起落架对飞机作用力、力矩解算。

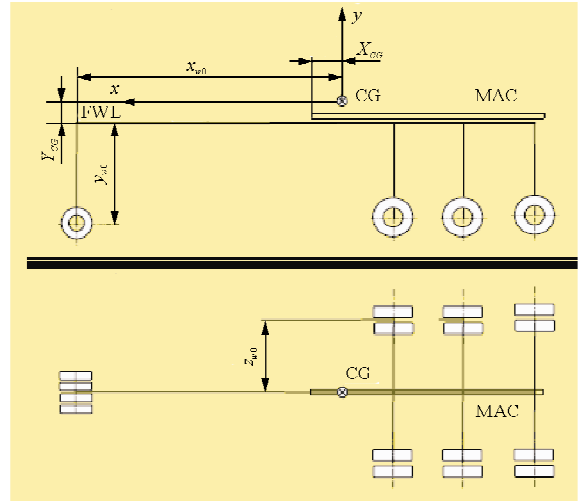


图 6 某型飞机起落架布局图
Fig. 6 A certain type of aircraft landing gear layout

飞机滑跑转弯由前轮决定,机轮刹车系统安装在后轮,因此这两个功能需要独立解算。完成各个起落架支柱的单独受力分析后,对其进行线性叠加,获得整个起落架系统对飞机的作用力。在计算合力时,需考虑不同支柱的安装角。

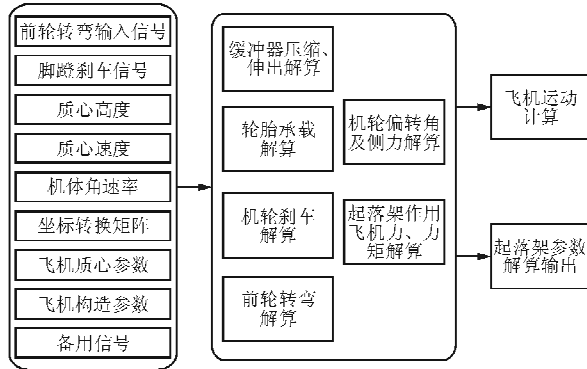
$$\begin{cases} F_y = \sum_{i=1} F_i \cos(\varphi) \\ F_x = \sum_{i=1} F_i \sin(\varphi) \\ M_z = \sum_{i=1} M_i \end{cases} \quad (9)$$

式中: F_i 、 M_i 为单个起落架支柱的力; φ 为起落架安装角。

通过上述方法可以方便地模拟单个或多个起落架支柱故障。在计算合力、力矩时,只需将故障支柱的力和力矩置零即可。同时,计算起落架模型可以根据起落架支柱承载情况给出不同支柱的承载信号,用于轮载信号表决判断。

当解算出起落架合力、合力矩后,经过坐标转换,将起落架作用力分解到机体轴系中,然后输入到飞机运动解算模块,最终完成滑跑、起降过程中的起落架仿真。同时起落架模型可输出各个支柱承载力、机轮偏转角、缓冲器压缩量、压缩速率等,用于起落架分析验证。解算代码采用 C 语言编写,以 Matlab S 函数的形式与飞机模型连接^[8],其

流程如图 7 所示。输入信号包括前轮转弯指令、脚踏刹车指令、飞机质心高度、质心位置、飞机角速率、飞机速度、欧拉角、坐标转换矩阵等参数。



注：坐标转换矩阵是指机体坐标与地轴坐标的转换矩阵；备用信号是指预留的飞机模型接口。

图 7 起落架仿真流程

Fig. 7 Landing gear simulation process

飞机模型采用六自由度非线性方程，在体轴系解算，利用输入力关系解算飞机姿态轨迹运动，如式(10)所示。

$$\begin{cases}
 F_x = (\dot{u} - vr + wq)m \\
 F_y = (\dot{v} - ur - wp)m \\
 F_z = (\dot{w} - uq + vp)m \\
 L = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz} \\
 M = \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) - (p^2 - r^2)I_{xz} \\
 N = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_z - I_x) - prI_{xz}
 \end{cases} \quad (10)$$

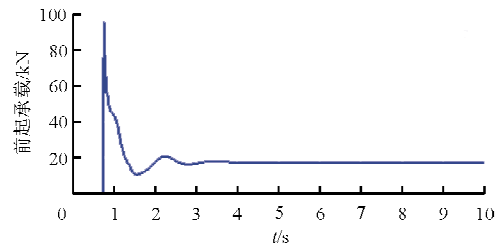
式中： F_x 、 F_y 、 F_z 为飞机体轴力； L 、 M 、 N 为飞机所受的合力矩； u 、 v 、 w 为机体速度量； p 、 q 、 r 为飞机体轴角速度； I_x 、 I_y 、 I_z 、 I_{xz} 为机体转动惯量及惯性积。

式(10)中的飞机相关参数，采用某型运输机的飞机参数用于仿真实验。

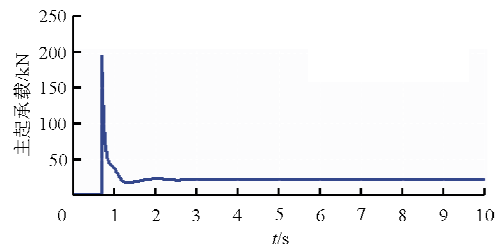
7 仿真验证

某型飞机起落架系统设计阶段，采用相关设计参数，经过受力分析，根据图 7 流程，在 Matlab 中采用 S 函数编写起落架模型解算程序。并在 Matlab/Simulink 环境中建立飞机六自由度解算模型与起落架模型相交联，实现整机仿真。通过 Simulink 仿真，验证起落架模型的受力解算、前轮转弯解算、缓冲器压缩量解算、刹车解算等功能。

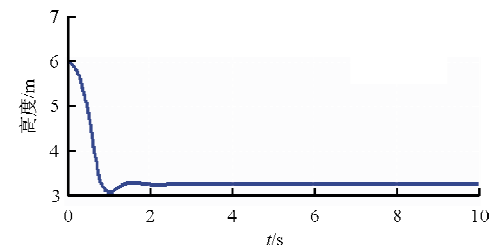
飞机落震仿真试验如图 8 所示，使飞机以 1° 的俯仰角从 6 m 高度自由落下，主起先接地，然后是前起。触地瞬间机轮载荷突变，然后迅速减小收敛，整个过程中机轮受力均衡平稳，同时飞机姿态响应平稳并快速收敛。



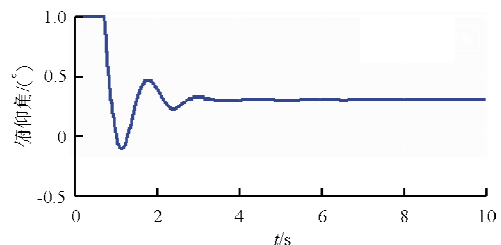
(a) 前起落架承载随时间的变化曲线



(b) 主起落架承载随时间的变化曲线



(c) 高度随时间的变化曲线

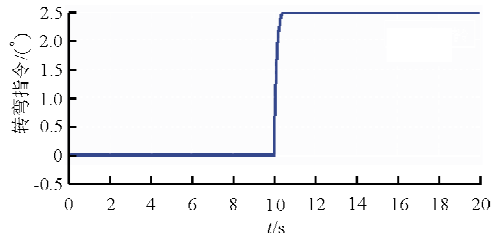


(d) 俯仰角随时间的变化曲线

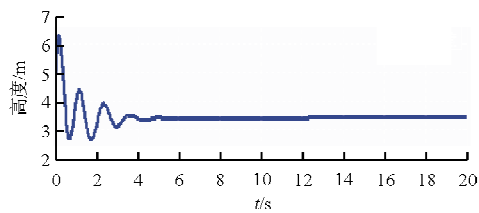
图 8 落震仿真中起落架载荷以及飞机姿态响应曲线
Fig. 8 Simulation curve of drop landing gear loads and aircraft attitude response

飞机低速滑跑过程如图 9 所示，通过操纵前轮转弯手柄给出 5° 的持续转弯指令，使飞机平稳转

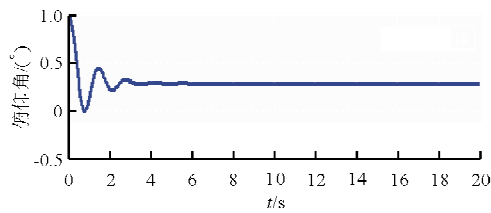
弯。可以看出,飞机可跟随转弯指令实现转弯,同时飞机姿态响应平稳。



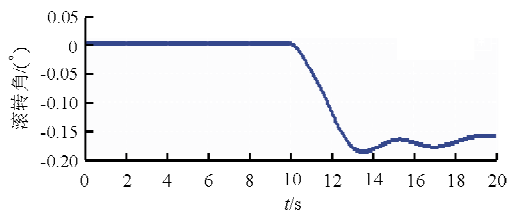
(a) 转弯指令随时间的变化曲线



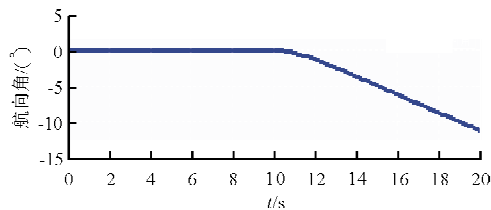
(b) 高度随时间的变化曲线



(c) 俯仰角随时间的变化曲线



(d) 滚转角随时间的变化曲线

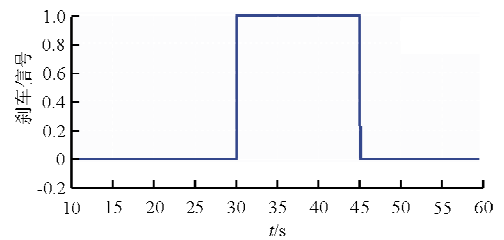


(e) 航向角随时间的变化曲线

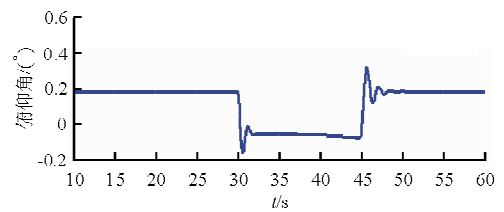
图 9 低速滑跑过程中操纵前轮转弯的飞机响应曲线
Fig. 9 Low-speed taxiing process manipulation aircraft nose wheel steering response curve

飞机滑跑加速过程如图 10 所示,在 30 s 时突

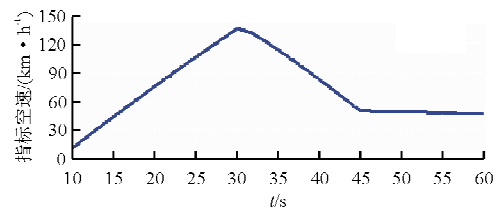
然收油门踩刹车中断起飞。飞机速度快速减小,在 45 s 处取消刹车信号,飞机在地面摩擦力的作用下缓慢减速。可以看出,起落架模型能够模拟飞机的刹车减速和自由减速过程,同时保证飞机姿态,法向过载等参数响应平稳。



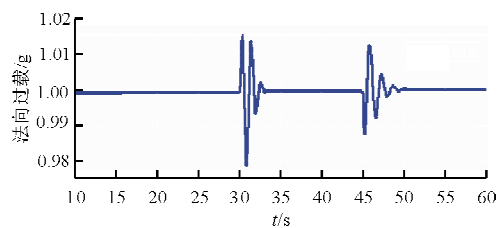
(a) 刹车信号随时间的变化曲线



(b) 俯仰角随时间的变化曲线



(c) 指示空速随时间的变化曲线



(d) 法向过载随时间的变化曲线

图 10 刹车过程中飞机响应曲线

Fig. 10 Response curve of aircraft during braking

由于缺少真实的地面滑跑试验数据,模型分析结果未与实际结果进行对比分析,但在动基座模拟器上进行试验验证。飞行员试验验证表明:该起落架模型各项功能完善,飞机起降过程感受与真实飞机基本一致。

8 结 论

(1) 基于线性理论,将多个支柱运动特性叠加,利用 Matlab/Simulink 软件,建立飞机起落架系统的仿真模型。某型飞机动基座模拟器试验表明,该起落架模型各项功能完善,飞机起降过程感受与真实飞机基本一致。

(2) 所建立的起落架系统模型,可以准确地模拟飞机在地面的稳态及动态运动过程,并且解算过程快速、稳定,能够满足工程模拟器试验的需要。该建模方法准确灵活,适用于不同的起落架布局,具有较强的工程实用性。

参考文献

- [1] 袁东. 飞机起落架仿真数学模型建立方法[J]. 飞行力学, 2002, 20(4), 44-47.
Yuan Dong. Establishment method of a landing-gear simulation model[J]. Flight Dynamics, 2002, 20(4), 44-47. (in Chinese)
- [2] 徐冬苓, 李玉忍. 飞机起落架数学模型的研究[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(4): 831-833.
Xu Dongling, Li Yuren. Mathematical model research on aircraft landing gear [J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(4): 831-833. (in Chinese)
- [3] 聂宏, 魏小辉. 飞机起落架动力学设计与分析[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2013: 20-37.
Nie Hong, Wei Xiaohui. Design and analysis of aircraft landing gear dynamics[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2013: 20-37. (in Chinese)
- [4] 李光元, 蔡良才. 机场跑道道面微起伏分析[C]//第四届国际道路和机场路面技术大会论文集. 北京: 人民交通出版社, 2002: 602-606.
Li Guangyuan, Cai Liangcai. Airport runway surface micro fluctuation analysis [C] // Fourth International Technical Conference Proceedings of Road and Airport Pavement. Beijing: China Communications Press, 2002: 602-606. (in Chinese)
- [5] 邹美英. 飞机防滑刹车系统新型控制律设计与仿真研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
Zou Meiyang. New control law design and simulation of aircraft antiskid braking system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [6] Khapane P D. Simulation of asymmetric landing and typical ground maneuvers for large transport aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(8): 611-619.
- [7] Brent W York, Omeed Alaverdi. A physically representative aircraft landing gear model for real-time simulation[C]. AIAA Flight Simulation Technologies Conference. San Diego, 1996.
- [8] Goldthorpe S H, Kernik A C, Mcbee L S, et al. Ground and control requirement for high speed roll out and turnoff (ROTO)[R]. NASA 2CR2195026, 1995.

作者简介:

王 博(1983—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制与仿真。

林 皓(1978—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行控制与仿真。

(编辑:马文静)