飞机起落架系统动力学建模与仿真

李 波 焦宗夏

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 飞机地面滑跑时通过起落架系统与地面相互作用,由于作用于飞机的力和力矩的变化,起落架将产生一定的缓冲,从而导致飞机滑跑过程中姿态角的改变. 为了研究飞机地面滑跑特性,考虑到滑跑过程中飞机姿态和转动的影响,建立了飞机起落架系统的轮胎模型、空气油液缓冲模型、起落架走步模型和主机轮刹车装置模型. 将建立的起落架系统模型应用到飞机滑跑的六自由度模型中,分别在防滑刹车和前轮操纵两种情况下进行仿真验证. 结果表明,所建立的起落架系统模型是正确的,为进一步研究飞机地面滑跑特性奠定了基础.

关 键 词: 飞机姿态; 起落架; 空气油液缓冲器; 刹车装置; 轮胎

中图分类号: V 227

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)01-0046-04

Aircraft landing gear system dynamic modeling and simulation

Li Bo Jiao Zongxia

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Aircraft interacts with the ground through landing gear system, while taxiing down the runway. Owing to the changed forces and moments acted on the aircraft, the landing gear shocks, and consequently results in the shift of the aircraft Euler angle. In order to study the aircraft taxiing characteristics, considering the aircraft's attitude and rotation, the aircraft landing gear system mathematical model is built including tire model, ole-pneumatic shock strut model, landing gear walking model and main wheel brake device model. Considering ABS (anti-skid brake system) control and nose wheel manipulation, the landing gear system model is applied to aircraft six degree of freedom model and been simulated. The simulation results show that the aircraft landing gear system mathematical model established is correct. Moreover, it establishes the foundation to the research on the aircraft taxiing characteristics.

Key words: aircraft attitude; landing gear; ole-pneumatic shock strut; brake device; tire

随着科学技术的发展,飞机朝着更安全、高可靠性方向发展,为了提高飞机在滑跑过程中的性能和安全性,就必须要考虑飞机地面滑跑的综合控制. 因此为了验证所设计的控制律,应首先进行计算机仿真,建立相对精确的飞机地面滑跑数学模型.

飞机起落架系统是飞机的一个重要组成部分,在飞机机体和地面之间起着连接作用. 文献[1-2]对飞机的起落架系统进行了一定的研究,考虑了起落架的走步,但所建立的模型没有考虑飞机姿态、转动和轮胎纵向、侧向变形对起落架系统的影响. 因此本文针对以上建模中未考虑的因素,在文献[3]的基础上建立了相对精确的起落架系统数学模型,并进行了仿真验证,结果表明所建立的模型是正确的.

1 起落架系统模型的建立

本文采用文献[4]所定义的飞机坐标系和姿态角. 建立起落架系统数学模型的假设:起落架的扭力臂的刚度足够大,即忽略机轮相对于缓冲支

收稿日期: 2006-01-04

基金项目: 教育部高校青年教师奖资助项目

作者简介: 李 波(1980-),男,山东潍坊人,博士生, libo@asee.buaa.edu.cn.

柱的扭转自由度;起落架缓冲方向沿机体坐标系的 z_b 轴方向;起落架轴线在机轮平面内,即不考虑轮胎相对于起落架轴线的侧向偏移量;空气油液缓冲器中的油液为不可压缩的,且忽略油液的质量.

1.1　轮胎模型

考虑轮胎 3个方向上的变形,其受力分析如图 1所示.

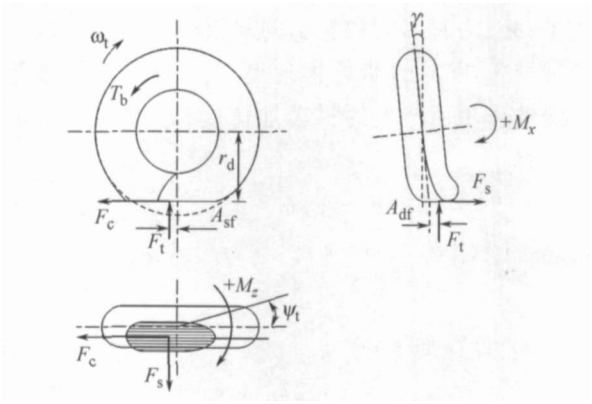

图 1　轮胎受力分析

由于飞机在地面滑跑过程中机轮轮胎的侧倾角比较小,因此在轮胎模型建立时忽略轮胎侧倾对轮胎侧向力和回正力矩的影响.

轮胎垂直方向作用力:

$$F_t = K_t\delta + C_t\dot{\delta}$$

轮胎的纵向结合力:

$$F_c = \mu_c F_t$$

轮胎侧向力:

$$F_s = \mu_s F_t$$

轮胎回正力臂[5]:

$$A_{sf} = F_c / K_c$$

轮胎纵向作用力臂[5]:

$$A_{df} = F_s / K_s$$

轮胎回正力矩:

$$M_z = -A_{sf} F_s$$

轮胎倾覆力矩:

$$M_x = -r_d F_s - (r_d \tan\gamma + A_{df}) F_t$$

机轮转动动力学方程:

$$I_t\dot{\omega}_t = T_b + A_{sf} F_t \cos\gamma - F_c r_d / \cos\gamma$$

式中,δ为轮胎的垂直压缩量;γ为轮胎侧倾角;μ_c为轮胎纵向结合系数;μ_s为轮胎侧向结合系数;C_t为轮胎的垂直方向刚度和阻尼;I_t为轮胎转动惯量;K_c为轮胎纵向刚度;K_s为轮胎侧向刚度;K_t为轮胎的垂直方向刚度;r_d为轮轴与地面的垂直距离;T_b为轮胎刹车力矩.图 1中 ω_t为轮胎角速度;Ψ_t为轮胎偏航角.

1.2　空气油液缓冲器模型

飞机在地面滑跑过程中由于受到各种外力作用,飞机姿态将发生改变,即具有一定的滚转角 ϕ、俯仰角 θ和偏航角 ψ.因此起落架相对于地面将成一定的角度,受力分析如图 2所示.

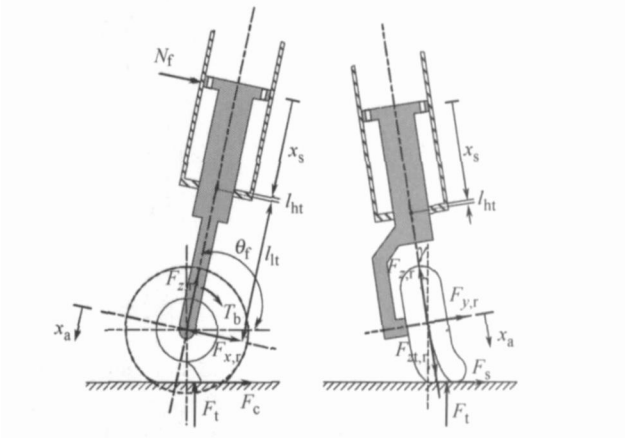

图 2　起落架受力分析

图 2中,x_s为起落架缓冲量;N_f为产生磨擦力的正压力;$F_{x,r}$,$F_{y,r}$和 $F_{z,r}$为地面作用于轮胎上的力在机体坐标系中的分量,由几何关系得

$$\begin{bmatrix} F_{x,r} \\ F_{y,r} \\ F_{z,r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_t\cos\gamma\cos\theta_r - F_s\sin\gamma\cos\theta_t - F_c\sin\theta_t \\ -F_t\sin\gamma - F_s\cos\gamma \\ -F_t\cos\gamma\sin\theta_t + F_s\sin\gamma\sin\theta_t - F_c\cos\theta_t \end{bmatrix} \tag{1}$$

其中,γ和 θ_t计算如下:

$$\gamma = \pi/2 - (L_{gb}\, u_{y_b}, u_{z_g}) \tag{2}$$

$$\theta_t = (L_{gb}\, u_{y_b} \times u_{z_g}, L_{gb}\, u_{z_b}) \tag{3}$$

式中,L_{gb}为机体坐标系到地面坐标系的变换矩阵;u_{y_b},u_{z_b}和 u_{z_g}分别为沿着 y_b轴、z_b轴和 z_g轴方向的单位向量;(a, b)为 a, b向量之间的夹角.

以地面坐标系为静系,机体坐标系为动系.飞机滑跑中,起落架随动系一起运动.起落架顶部相对于机体坐标系的速度为零,由于起落架的缓冲和走步,机轮轮轴处相对于机体坐标系的速度不为零,因此在建立起落架缓冲模型和走步模型时要考虑科氏加速度.结合文献[3]的缓冲器方程,由非惯性坐标系质点动力学基本定律得起落架缓冲方向上的动力学方程如下.

起落架压缩时,即 $\dot{x}_s > 0$时:

$$0 = M_c a_{e,c} - F_z - M_c g\cos\phi\cos\theta - (A_r - A_1) P_u + f - \left\{ \left[\left(\frac{A_1 - A_r}{E_1} \right)^2 - \left(\frac{A_r}{n_s E_2} \right)^2 \right] \cdot \right.$$

$$A_r - \left(\frac{A_l - A_r}{E_1}\right)^2 (A_l - A_o)\Big\} x_s^2 \qquad (4)$$

$$M_l a_r = -M_l (a_{e,a} + a_{C,z}) + M_l g\cos\phi\cos\theta + (A_l - A_r) P_u - F_{z,r} + f + \left\{\left(\frac{A_l - A_r}{E_1}\right)^2 (A_l - n_s A_s) + \left[\left(\frac{A_r}{n_s E_2}\right)^2 - \left(\frac{A_l - A_r}{E_1}\right)^2\right](A_r - n_s A_s)\right\} x_s^2 \qquad (5)$$

起落架伸长时,即 $\dot{x}_s < 0$ 时:

$$0 = M_c a_{e,c} - F_z - M_c g\cos\phi\cos\theta - (A_r - A_l) P_u - f - \left\{\left(\frac{A_l - A_r}{E_3}\right)^2 (A_l - A_o) - \left[\left(\frac{A_l - A_r}{E_3}\right)^2 - \left(\frac{A_r}{n_s E_4}\right)^2\right] A_r\right\} x_s^2 \qquad (6)$$

$$M_l a_r = -M_l (a_{e,a} + a_{C,z}) + M_l g\cos\phi\cos\theta + (A_l - A_r) P_u - F_{z,r} - f + \left\{\left[\left(\frac{A_l - A_r}{E_3}\right)^2 - \left(\frac{A_r}{n_s E_4}\right)^2\right] \cdot (A_r - n_s A_s) - \left(\frac{A_l - A_r}{E_3}\right)^2 (A_l - n_s A_s)\right\} x_s^2 \qquad (7)$$

式中,F_z 为飞机机身沿起落架缓冲方向作用于起落架的力;a_r 为机轮轮轴处沿起落架缓冲方向上相对于机体坐标系的加速度;x_s 满足 $\ddot{x}_s = -a_r$;$a_{e,c}$ 和 $a_{e,a}$ 分别为起落架顶部和机轮轮轴处沿起落架缓冲方向上的牵连加速度;$a_{C,z}$ 为由于起落架走步而产生的科氏加速度;f 为起落架活塞和起落架圆柱壁之间的摩擦力. 其它符号含义参见文献[3].

$a_{e,c}$ 和 $a_{e,a}$ 计算如下:

$$a_{e,c} = \left(L_{bg}\left[a_{CG} + \varepsilon_g \times r_{c,g} + \omega_g \times \left(\omega_g \times r_{c,g}\right)\right]\right)_3 \qquad (8)$$

$$a_{e,a} = \left(L_{bg}\left[a_{CG} + \varepsilon_g \times r_{a,g} + \omega_g \times \left(\omega_g \times r_{a,g}\right)\right]\right)_3 \qquad (9)$$

式中,$(a)_n$ 表示向量 a 的第 n 个分量;L_{bg} 为从地面坐标系到机体坐标系的变换矩阵;a_{CG},ε_g,ω_g,$r_{c,g}$ 和 $r_{a,g}$ 分别为地面坐标系中飞机质心处加速度、飞机转动角加速度、角速度、由飞机质心指向起落架顶部的向量和由飞机质心指向机轮轮轴处的向量.

$a_{C,z}$ 计算如下:

$$a_{C,z} = (-2\omega_b \times v_{a,r})_3 \qquad (10)$$

式中,ω_b 和 $v_{a,r}$ 分别为机体坐标系中飞机转动角加速度和机轮轮轴处相对速度.

起落架容腔内摩擦力来源于多方面,主要由密封摩擦和起落架所受到的力矩引起[3]:

$$f = F_{seal} + F_{torque} \qquad (11)$$

$$F_{torque} = \mu_{lg}\left[l_{lt}/(x_s + l_{ht})\right]\sqrt{F_w^2 + F_{y,r}^2} \qquad (12)$$

式中,μ_{lg} 为起落架活塞与起落架内壁的摩擦系数;F_w 为起落架横向弹性力和阻尼力之和;l_{lt} 和 l_{ht} 的含义如图 2a 所示.

1.3 起落架走步模型

起落架支柱视为等横向抗弯刚度的悬臂梁,考虑起落架横向的刚度和阻尼,起落架走步动力学方程如下:

$$M_{lgt}(a_{e,x} + a_{C,x} + \ddot{x}_w) = F_w - F_{x,r} \qquad (13)$$

式中,M_{lgt} 为起落架和轮胎的等效质量;$a_{e,x}$ 为机轮轮轴处 x_b 方向的牵连加速度;$a_{C,x}$ 为由于起落架的缓冲作用而产生的科氏加速度;x_w 为起落架走步位移.

$a_{e,x}$ 计算如下:

$$a_{e,x} = \left(L_{bg}\left[a_{CG} + \varepsilon_g \times r_{a,g} + \omega_g \times \left(\omega_g \times r_{a,g}\right)\right]\right)_1 \qquad (14)$$

$a_{C,x}$ 计算如下:

$$a_{C,x} = -2\omega_b \times v_{a,r})_1 \qquad (15)$$

F_w 计算如下:

$$F_w = -3EI/h_l^3 x_w - C_w \dot{x}_w \qquad (16)$$

式中,EI 为起落架的横向抗弯刚度;h_l 为起落架长度;C_w 为起落架走步阻尼系数.

1.4 主机轮刹车装置模型

刹车静力矩特性曲线是一个特殊的带死区的三线滞环形状,采用如下的经验公式[1]:

$$T_b = \begin{cases} 0 & P_b \le P_0 \\ k_2 (P_b - P_0) & P_0 < P_b \le M_{bl}/k_2 + P_0 \\ M_{bl} & M_{bl}/k_2 + P_0 < P_b \le P_{bl} \\ M_{bl} & P_{bl} < P_b \le P_0 + M_{bl}/k_1 \\ k_1 (P_b - P_0) & P_0 + M_{bl}/k_1 < P_b \end{cases} \qquad (17)$$

式中符号含义参见文献[1].

2 起落架系统仿真研究

采用文献[3]的起落架参数,将建立的起落架系统模型应用到飞机滑跑六自由度模型中,在 Simulink 中仿真验证.

仿真初始,$\theta = 1.042\,3°$,ϕ 和 ψ 为零,前起落架压缩量为 0.200 3 m,主起落架缓冲量为 0.329 9 m,初始时轮胎无侧偏和侧倾,只有垂直方向的压缩量,前轮胎垂直压缩量为 0.006 781 2 m,主轮胎垂直压缩量为 0.019 1 m.

2.1 防滑刹车情况下起落架系统的响应

刹车时飞机纵向初始速度为 70 m/s,防滑刹车控制律采用偏压调节,跑道状况为湿跑道.

图 3中, p, q, r分别为飞机机体坐标系中的角速度. 刹车过程中由于起落架的缓冲、轮胎的变形,飞机的姿态角、角速度将改变,进而又对起落架和轮胎的受力情况造成影响. 随着轮胎结合系数和正压力的改变,作用于起落架的横向作用力也随着改变,从而产生了起落架的横向走步现象. 主起落架的横向走步频率和防滑刹车频率基本一致,同时前起落架也存在轻微的走步现象,但走步速度较小,主要是由于作用于前起落架轮胎的正压力变化引起的.

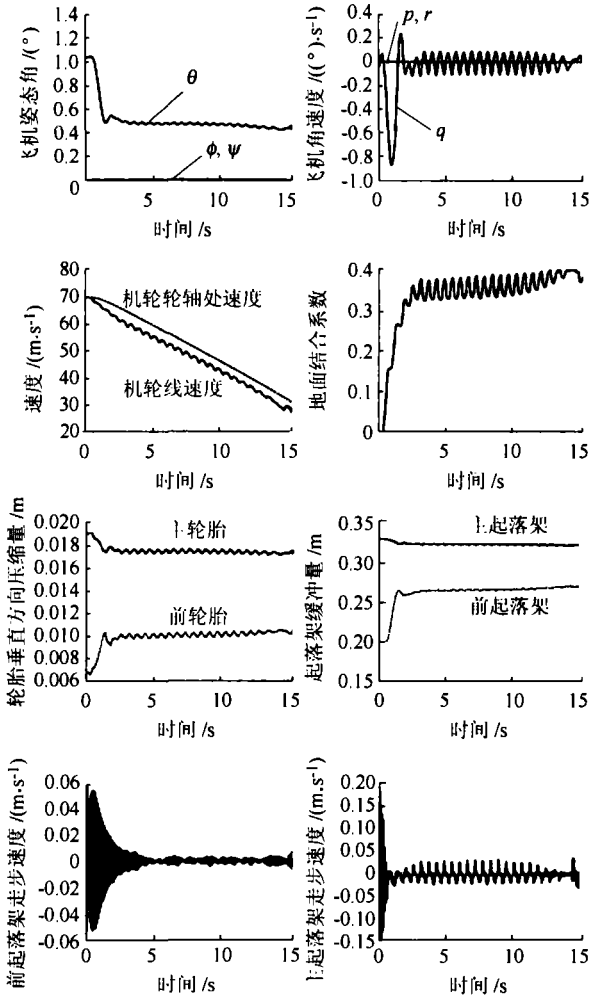

图 3　防滑刹车时起落架系统运动响应

2.2　前轮操纵情况下起落架系统的响应

仿真中飞机纵向初始速度为 10 m/s,垂直方向初始速度为 0.5 m/s,前轮操纵角度信号为斜坡信号,斜坡开始于第 5 s末,斜率为 0.4(°)/s

由于仿真初始飞机垂直方向的速度不为零,因此出现了如图 4所示前后起落架的缓冲作用,3 s后起落架的缓冲量达到了一个稳态值. 在第 5 s末前轮的操纵角开始逐渐增大,轮胎的侧偏角和侧倾角不再为零,同时左右起落架的缓冲量也产生了相应的变化.

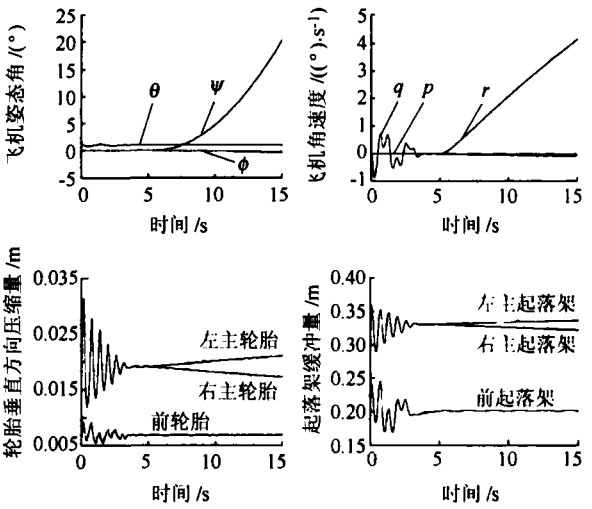

图 4　前轮操纵时起落架系统运动响应

3　结　论

1) 考虑了飞机地面滑跑过程中,飞机姿态和转动对起落架系统的影响,建立了相对准确的飞机起落架系统数学模型.

2) 将所建立的飞机起落架系统模型应用于飞机地面滑跑六自由度数学模型中,分别在防滑刹车和前轮操纵两种情况下对飞机的起落架系统进行仿真. 仿真结果显示当飞机进行防滑刹车时不仅主起落架有横向走步现象,前起落架也存在轻微的走步现象,且起落架的走步频率与刹车的频率基本一致.

通过本文的研究,为下一步综合前轮操纵、方向舵及刹车控制研究飞机地面滑行奠定了基础.

参考文献 (References)

[1] 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 on aircraft landing gear[J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(4): 831 - 833 (in Chinese)

[2] 郑振华,谢利理. 考虑起落架动力学特性的防滑刹车系统仿真研究 [J]. 航空精密制造技术, 2005, 41(5): 33 - 36
Zheng Zhenhua, Xie Lili. Simulation research of anti-skid braking system with undercarriage dynamics[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2005, 41(5): 33 - 36 (in Chinese)

[3] Horta L G, Daugherty R H, Martinson V J. Modeling and validation of a navy A6-Intruder actively controlled landing gear system[R]. NASA/TP-1999-209124, 1998

[4] 肖业伦. 航空航天器运动的建模 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2003
Xiao Yelun. Dynamic modeling of aeronautic and astronautic vehicles[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2003 (in Chinese)

[5] Smiley Robert F, Horne Walter B. Mechanical properties of pneumatic tires with special reference to modern aircraft tires [R]. NASA TR R-64, 1960

(责任编辑:刘登敏)