

doi: 10.7690/bgzdh.2018.10.015

大展弦比无人机地面滑跑动力学建模与分析

范大旭, 李秀娟, 李春涛, 陈丽城

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 为建立准确的无人机地面滑跑模型, 以某型前三点式轮式大展弦比无人机为研究对象, 对其在地面滑跑过程进行动力学分析。根据风洞数据与空气动力学方程建立气动模型, 根据发动机参数建立推力模型, 根据起落架机械特性建立起落架模型, 利用魔术公式建立机轮摩擦力模型, 并在 Matlab/Simulink 环境下搭建数字模型, 采用龙格库塔微分解算方法进行仿真验证。仿真结果表明: 所建立的地面滑跑模型能够正确反映无人机在地面滑跑过程中的受力情况, 证明了该建模方法是可行、有效的。

关键词: 无人机; 地面模型; 仿真

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A

Modeling and Analysis of Ground Dynamics of High Aspect Ratio UAV

Fan Daxu, Li Xiujuan, Li Chuntao, Chen Licheng

(School of Automation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to establish an accurate UAV taxiing model, the tricycle type UAV with high aspect ratio was chosen as the research object, and the dynamic analysis about the ground taxiing is carried out. Aerodynamic model was established according to the wind tunnel data and air dynamics equation, thrust model was set up according to the engine parameters, the landing gear model is established according to the gear mechanical properties and the magic formula is used to establish tire friction model. In the Matlab/Simulink environment, a digital model was built, and the simulation verification was carried out by using the differential algorithm method of Runge-Kutta. The simulation results show that the ground taxiing model can accurately reflect the force of the UAV on the ground, and it proves that the modeling method is feasible and effective.

Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV); ground model; simulation

0 引言

无人机以其生命力强、操作灵活、可执行多任务等优点在军事和民用领域均发挥着越来越重要的作用。这中间包含各种气动布局的无人机, 其中, 大展弦比无人机以其突出的察打能力, 在军事领域越来越受到青睐, 例如全球鹰、翼龙。目前针对无人机技术的研究已达到比较成熟的程度, 但是无人机的起飞和着陆技术仍是无人机技术中相对薄弱的技术环节之一^[1]。特别是大展弦比的无人机在起飞着陆时对气流更加敏感, 给无人机起飞着陆的控制带来一定的难度。目前, 完善无人机起飞着陆控制的主流方法是通过大量的滑跑试验来完成, 但会增加研制成本和周期。为了解决上述问题并提高无人机在起飞着陆过程中的安全性, 建立准确的无人机地面滑跑模型显得尤为重要。

国内外学者对无人机地面建模技术进行了广泛的研究, 但目前仍然存在以下不足:

- 1) 没有充分考虑到在地面滑跑时与空中飞行时气动力的不同对无人机运动带来的影响^[2];
- 2) 模型的未知数大于方程的个数^[3];
- 3) 对起落架的建模方法过于复杂^[4]。

笔者以与珠海航展中云影无人机同一系列的某型大展弦比无人机为研究对象, 集察打于一体, 在军事领域有着广阔的应用前景, 是我国军用无人机的后起之秀。介于此种气动布局, 需要充分考虑气动力对无人机地面运动的影响, 并且考虑地面效应对气动带来的影响, 修正气动系数; 在分析地面作用力时, 利用起落架机械特性与压缩量建立起落架的非线性模型。充分分析无人机地面滑跑过程中受力情况的基础上, 笔者建立了无人机地面滑跑模型。

最后, 在 Matlab/Simulink 平台上进行地面滑跑仿真试验。由仿真结果可知, 该模型能够准确地反映无人机的基本物理特性与其在地面滑行过程中的受力情况^[5]。

收稿日期: 2018-07-14; 修回日期: 2018-08-22

作者简介: 范大旭(1990—), 男, 江苏人, 硕士研究生, 从事无人机建模与仿真研究。

1 前提-假设

若要建立可以全面反映无人机在地面滑跑过程中运动特性的模型，就需要考虑很多因素^[6]，例如无人机质量的变化、结构的弹性形变、轮胎的形变等，这无疑给建模工作带来很大难度。笔者从工程实践的角度出发，只考虑主要矛盾而忽略次要因素，对建模过程做出如下假设：

- 1) 飞机为刚体，质量为常数；
- 2) 地面坐标系为惯性坐标系；
- 3) 采用“平板地球假设”；
- 4) 重力加速度为常值；
- 5) 忽略轮胎形变。

2 地面动力学分析

无人机在地面滑跑过程中的受力主要有：气动力、发动机推力 T 、重力 G 、地面作用力。其受力情况如图 1。其中，气动力在气流坐标系中可分解为：阻力 D 、侧力 Y 、升力 L ；地面作用力主要包括地面对起落架的支撑力 F_N 与地面对机轮的摩擦力。而根据轮胎的变形方向，地面对机轮的摩擦力又可分为纵向摩擦力 $F_{XN/LR}$ 和侧向摩擦力 $F_{YN/LR}$ 。

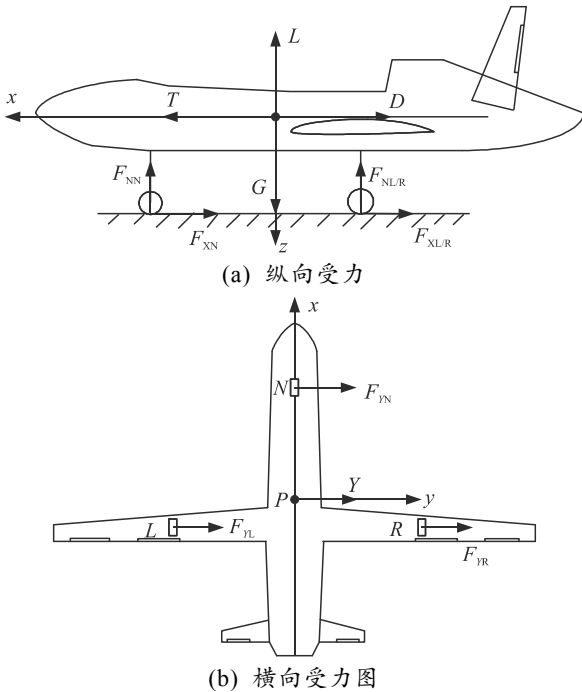


图 1 地面滑跑阶段无人机受力图

2.1 气动力

考虑到研究对象为大展弦比布局的无人机，所以在计算气动系数时，不可忽略地面效应对气动特性的影响。为此，在进行气动力与力矩的分析时，

笔者加入了地面效应带来力与力矩的补偿。根据工程实践的飞行数据可知，在地效有效区内，地效对气动力与力矩的影响又与飞行的高度相关，不同高度带来的影响效果不同。笔者研究的重点是无人机在地面滑跑的过程，在此过程中无人机的高度变化不明显，所以只考虑在此高度下的地效对气动力与力矩带来的影响。

在速度坐标系中，无人机所受的空气动力为：

$$R = [-D \quad Y \quad -L]_a^T = \frac{1}{2} \rho v^2 S_w [C_D \quad C_Y \quad C_L]_a^T; \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} C_D &= C_{D0} + C_{D\delta_e} \delta_e \\ C_Y &= C_{Y\beta} \beta + C_{Y\delta_a} \delta_a + C_{Y\delta_r} \delta_r + C_{Y\bar{p}} \bar{p} + C_{Y\bar{r}} \bar{r} \\ C_L &= C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_e} \delta_e + K_{ge} C_{Lge} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

在机体坐标系中，气动力对质心产生的气动力矩为：

$$M_R = \begin{bmatrix} \bar{L}_A & M_A & N_A \end{bmatrix}_b^T = \frac{1}{2} \rho v^2 S_w [C_l b \quad C_m c_A \quad C_n b]_a^T; \quad (3)$$

$$\left. \begin{aligned} C_l &= C_{l\beta} \beta + C_{l\delta_a} \delta_a + C_{l\delta_r} \delta_r + C_{l\bar{p}} \bar{p} + C_{l\bar{r}} \bar{r} \\ C_m &= C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e + C_{lq} \bar{q} + K_{ge} C_{mge} \\ C_n &= C_{n\beta} \beta + C_{n\delta_a} \delta_a + C_{n\delta_r} \delta_r + C_{n\bar{p}} \bar{p} + C_{n\bar{r}} \bar{r} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中： ρ 为大气密度； v 为飞机速度； s_w 为机翼参考面积； C_L 为升力系数； C_D 为阻力系数； C_Y 为侧力系数； C_l 为滚转力矩系数； C_m 为俯仰力矩系数； C_n 为偏航力矩系数； K_{ge} 为地面效应洗出因子； C_{Lge} 为地面效应诱导升力系数； C_{mge} 为地面效应诱导俯仰力矩系数。为建立具有足够精度的地面模型，风洞吹风数据包含了地面滑行阶段；因此，上述的地效因子与系数均可由气动数据库得到。

2.2 发动机推力

由于发动机在安装时，其推力线不通过飞机质心，所以推力会对飞机产生相应的力矩。通过分析可知，在机体坐标系中，发动机推力及其产生的力矩分别为：

$$F_T = \begin{bmatrix} F_{Tx} & F_{Ty} & F_{Tz} \end{bmatrix}_b^T = \begin{bmatrix} T \cos \varphi_p & 0 & T \sin \varphi_p \end{bmatrix}_b^T; \quad (5)$$

$$M_T = \begin{bmatrix} M_{Tx} & M_{Ty} & M_{Tz} \end{bmatrix}_b^T = \begin{bmatrix} 0 & -Th_t & 0 \end{bmatrix}_b^T. \quad (6)$$

其中： φ_p 为发动机安装角； h_t 为质心到发动机推力线的距离。

2.3 重力

在地面坐标系中，重力为：

$$G = [0 \quad 0 \quad mg]_g^T \quad (7)$$

易知重力对无人机的质心力矩为 0。

2.4 地面作用力

无人机在地面滑跑过程中所受的地面作用力主要为地面对起落架的支撑力与地面对机轮的摩擦力。其中地面对机轮的摩擦力，按照机轮的变形方向可分解为纵向摩擦力和侧向摩擦力^[7]。

图 2 是无人机在地面滑行时，前轮和主轮的受力分析图。其中： θ_N 为前轮偏转角，规定右偏为正，rad； v_g 为无人机的水平地速，m/s； β_n 为无人机地速与前轮转动方向间的夹角，rad； F_{XN} 与 F_{YN} 分别为前轮受到的纵向摩擦力和侧向摩擦力； β_{mL} 与 β_{mR} 分别为左后轮与右后轮的速度矢量与其转动方向间的夹角，rad； F_{XL} 与 F_{YL} 分别为左后轮受到的纵向摩擦力和侧向摩擦力， F_{XR} 与 F_{YR} 分别为右后轮受到的纵向摩擦力和侧向摩擦力。

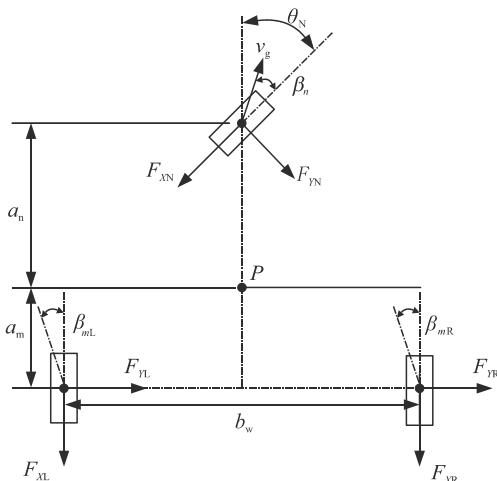


图 2 地面滑行时无人机三轮受力情况

2.4.1 地面对起落架支撑力

起落架支撑力的建模方法目前主要有 2 种：一种是根据机体的运动状态建立运动学方程来求解对应的力与力矩；另一种是根据机轮的机械特性与起落架的压缩量来求解^[8]。笔者采用根据机轮的机械特性与起落架的压缩量关系的方法来求解建模。

在机体坐标系中，定义起落架三机轮的轮心坐标为：

$$R_{N/L/R}^b = [X_{i0N/L/R}^b \quad Y_{i0N/L/R}^b \quad Z_{i0N/L/R}^b]^T \quad (8)$$

假设起落架处于自由状态，即其起落架没有受到任何压缩力作用时，起落架三机轮轮心坐标在机体坐标系中为：

$$R_{0N/L/R}^b = [X_{i0N/L/R}^b \quad Y_{i0N/L/R}^b \quad Z_{i0N/L/R}^b]^T \quad (9)$$

则起落架触地后的压缩量可表示为：

$$l_{NLR} = \Delta R_{N/L/R}^b = Z_{i0N/L/R}^b - Z_{iN/L/R}^b \quad (10)$$

进一步可求得起落架的压缩速度 \dot{l}_{NLR} 。当起落架压缩时， \dot{l}_{NLR} 为正；反之为负。

根据弹簧阻尼系统的特性可知，在机体坐标系中，地面对起落架支撑力模型为：

$$F_n = - \left[K_s l + K_d \text{sign}(l) \dot{l} \right] \quad (11)$$

其中 K_s 、 K_d 分别为起落架的刚度系数和阻尼系数。刚度系数的范围在 429 250~1 356 500 之间，阻尼系数在 514 500~525 000 之间。

在机体坐标系中，地面对机体总的支撑力与对无人机质心产生的力矩可分别为：

$$F_N = [0 \quad 0 \quad F_{NN} + F_{NL} + F_{NR}]^T; \quad (12)$$

$$M_N = \begin{bmatrix} M_{Nx} \\ M_{Ny} \\ M_{Nz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (F_{NR} - F_{NL}) b_w / 2 \\ (F_{NL} + F_{NR}) a_m - F_{NN} a_n \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

其中： b_w 为主轮距； a_n 为前轮到质心投影的距离； a_m 为主轮到质心投影的距离。

2.4.2 纵向摩擦力

机轮受到纵向摩擦力的方向与无人机机轮运动的方向相反，起到阻碍无人机运动的作用。纵向摩擦力的大小主要取决于轮胎的摩擦系数和地面对起落架的支撑力。

影响机轮摩擦系数的因素主要有：滑移率、机体速度、跑道路面状况等，其中主要影响因素是机体速度和机轮滑移率^[9]。滑移率是指机轮地面运动过程中滑动成分在飞机纵向沿轮轴的速度中所占的比例，其具体模型如下：

$$\delta = \frac{v_b - v_w}{v_b} \quad (14)$$

式中： v_b 为飞机纵向沿轮轴的速度； v_w 为刹车机轮的速度； δ 为纵向滑移率。

根据大量试验数据分析，得到机轮摩擦系数在不同速度大小下随滑移率的变化关系如图 3 所示。

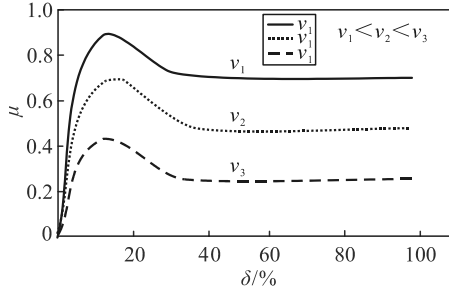


图 3 摩擦系数随地速变化情况

从图可知：在滑移率大小一样的情况下，机体速度越大，机轮摩擦系数就越小，并且随滑移率的变大，增加得越慢；机体速度越小时，机轮摩擦系数就越大，增加得越快。这是由于地速较慢时，机体对地面的垂直压力较大，机轮与地面间的接触面积较大引起的。

在一定速度下机轮摩擦系数随滑移率的变化情况如图 4 所示。

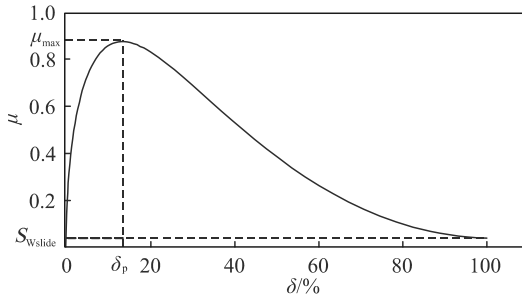


图 4 摩擦系数随滑移率变化曲线

从图中可知，在一定的滑移率范围内 ($\delta < \delta_p$)，摩擦系数随滑移率的增大而变大。当超过某一滑移率值时 ($\delta > \delta_p$)，机轮摩擦系数则随滑移率的增加而减小。 δ_p 为机轮最优滑移率点，即当 $\delta = \delta_p$ 时，对应的摩擦系数最大，此时机轮受到的摩擦力最大，无人机达到最优刹车效果。当 $\delta = 100\%$ 时，表明机轮被抱死，处于纯滑动状态，此时摩擦系数值最小。

根据样例无人机起落架机轮具体参数，得到机轮摩擦系数与滑移率之间的定量模型^[10-11]为：

$$\mu = 0.7 \sin(1.5344 \arctan(14.0326\delta))。 \quad (15)$$

结合地面对起落架的支撑力与轮胎的摩擦系数，无人机三轮所受的纵向摩擦力可表示为：

$$F_{XN} = \mu F_{NN}; \quad (16)$$

$$F_{XL/R} = \mu F_{NL/R}。 \quad (17)$$

2.4.3 侧向摩擦力

侧向摩擦力是由于无人机受到外力作用，发生侧向滑动时诱导机轮产生用以抵抗无人机发生侧向

运动的作用力。侧向摩擦力的方向与轮胎平面垂直，其大小主要取决于侧偏刚度与侧偏角。

侧偏刚度主要由机轮垂直载荷、机轮半径、充气压力及机轮设计结构决定。因此根据侧偏刚度的定义，及文中研究对象起落架机轮特性，得到侧偏刚度模型如下：

$$K_\beta = 31.3w^2(p + 0.44p_r)(1 - 3.17 \frac{F_z}{pd\sqrt{wd}}) \frac{F_z}{pd\sqrt{wd}}。 \quad (18)$$

其中： p 为机轮压力； p_r 为额定压力； d 为机轮直径； w 为机轮水平宽度。

机轮在侧力作用下产生侧向速度，此速度与原机轮速度方向产生一个夹角，即为机轮侧偏角，规定沿着机轮速度方向，侧偏角在机轮平面右侧方向为正。所以得到各轮侧偏角模型如下：

$$\beta_N = -\theta_N + \arctan(\frac{v_y + ra_n}{v_x}); \quad (19)$$

$$\beta_{mL} = \arctan(\frac{v_y - ra_m}{v_x + rb_w/2}); \quad (20)$$

$$\beta_{mR} = \arctan(\frac{v_y - ra_m}{v_x - rb_w/2})。 \quad (21)$$

其中： v_x 、 v_y 为地速在机体 x 轴， y 轴上的分量； r 为偏航角速度。

结合魔术公式与实验数据可知：在侧偏角一定范围内，一般为 $\beta < 5^\circ$ 时，可以认为侧向力与侧偏角近似为线性关系^[12]。据此无人机三轮的侧向摩擦力为：

$$F_{YN} = K_\beta \beta_N; \quad (22)$$

$$F_{YL} = K_\beta \beta_{mL}; \quad (23)$$

$$F_{YR} = K_\beta \beta_{mR}。 \quad (24)$$

结合 2.4.2 分析，可知在机体坐标系中，地面对机轮的摩擦力及其绕质心产生的力矩为：

$$F_f = \begin{bmatrix} F_{XN} \cos \theta_N + F_{XL} + F_{XR} + F_{YN} \sin \theta_N \\ -F_{XN} \sin \theta_N + F_{YN} \cos \theta_N + F_{YL} + F_{YR} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (25)$$

$$M_f = \begin{bmatrix} -F_{XN} \sin \theta_N c_n + (F_{YL} + F_{YR}) c_m \\ F_{XN} \cos \theta_N c_n + (F_{XL} + F_{XR}) c_m \\ -F_{XN} \sin \theta_N a_n + (F_{XL} - F_{XR}) b_w / 2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{YN} \cos \theta_N c_n + (F_{YL} + F_{YR}) c_m \\ F_{YN} \sin \theta_N c_n \\ F_{YN} \cos \theta_N a_n - (F_{YL} + F_{YR}) a_m \end{bmatrix} \quad (26)$$

其中 c_n 和 c_m 分别为前轮轮心和主轮轮心到飞机水平基准线的距离。

综合以上各力与力矩，可得到无人机在地面滑跑时机体所受合力与绕机体产生的合力矩分别为：

$$F_{\Sigma} = [F_x \quad F_y \quad F_z]^T = RM_{ba} + F_T + GM_{bg} + F_N + F_f \quad (27)$$

$$M_{\Sigma} = [M_x \quad M_y \quad M_z]^T = M_R + M_T + M_N + M_f \quad (28)$$

其中： M_{ba} 为速度坐标系向机体坐标系转换的转换矩阵； M_{bg} 为地面坐标系向机体坐标系转换的转换矩阵。

3 建立动力学与运动学模型

通过分析无人机在地面滑跑过程中所受到的力与力矩，应用牛顿第二定律可以建立无人机在合外力与合外力矩下的动力学方程；通过分析机体坐标系与地面坐标系的相对空间位置，可以建立无人机的运动学方程^[13]。方程具体为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{u} &= vr - wq + F_x/m \\ \dot{v} &= -ur + wp + F_y/m \\ \dot{w} &= uq - vp + F_z/m \end{aligned} \right\}; \quad (29)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{p} &= (c_1 r + c_2 p)q + c_3 M_x + c_4 M_z \\ \dot{q} &= c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M_y \\ \dot{r} &= (c_8 p - c_2 r)q + c_4 M_x + c_9 M_z \end{aligned} \right\}; \quad (30)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= (r \cos \phi + q \sin \phi) / \cos \theta \end{aligned} \right\}; \quad (31)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_g &= V \cos \mu \cos \varphi \\ \dot{y}_g &= V \cos \mu \sin \varphi \\ \dot{h} &= V \sin \mu \end{aligned} \right\} \quad (32)$$

其中，

$$c_1 = \frac{(I_y - I_z)I_z - I_{xz}^2}{\Sigma}, c_2 = \frac{(I_x - I_y + I_z)I_{xz}}{\Sigma}, c_3 = \frac{I_z}{\Sigma},$$

$$c_4 = \frac{I_{xz}}{\Sigma}, c_5 = \frac{I_z - I_x}{I_y}, c_6 = \frac{I_{xz}}{I_y}, c_7 = \frac{1}{I_y},$$

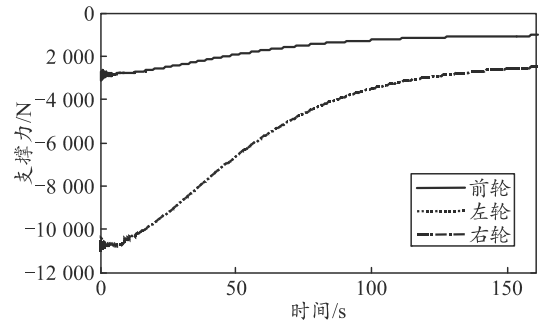
$$c_8 = \frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2}{\Sigma}, c_9 = \frac{I_x}{\Sigma}, \Sigma = I_x I_y - I_{xz}^2.$$

4 仿真实验

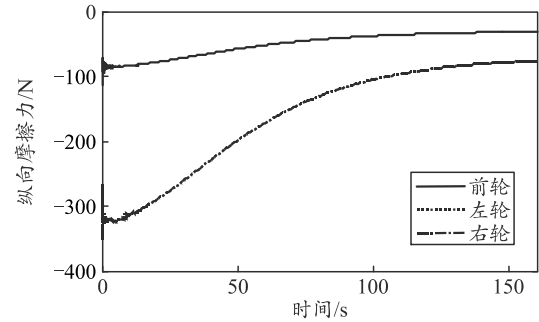
为了验证所建立无人机地面滑跑数学模型的正确性，笔者首先在 Matlab/Simulink 平台上搭建了该型无人机的气动模块、推力与重力模块、地面作用力模块，然后进行仿真实验。

4.1 地面滑跑仿真

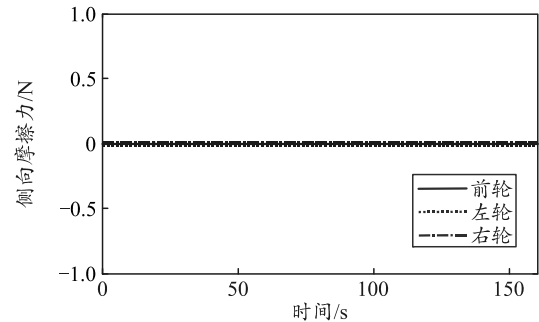
首先仿真实验模型是否可以反映无人机的物理特性，仿真条件为：飞机总质量为 2.5 t，各舵面均处于零舵面位置，发动机推力处于 50% 状态，飞机的初速度与侧偏均为零，没有侧风等外界干扰因素。即让飞机在推力作用下，在地面上作初速度为零的自由加速滑跑运动。仿真结果如图 5 所示。



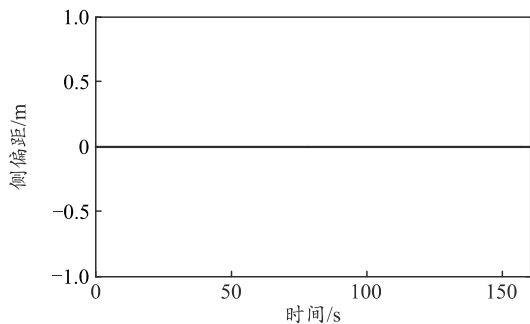
(a) 无干扰起落架支撑力-时间变化曲线



(b) 无干扰机轮纵向摩擦力-时间变化曲线



(c) 无干扰机轮侧向摩擦力-时间变化曲线



(d) 无干扰侧偏距-时间变化曲线

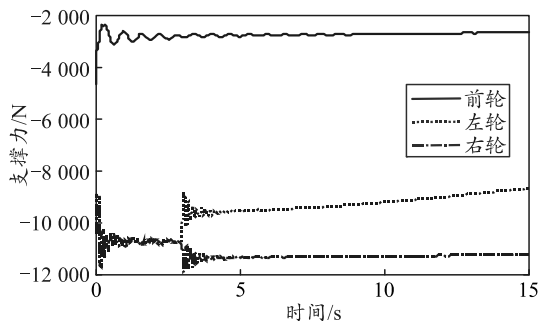
图 5 自由滑跑仿真结果

从图 5 可以看出：在仿真刚开始时机轮所受支撑力的合力约为 25 kN，和飞机所受重力近似相等。由于飞机在地面滑行时，存在一定的停机角，且重心相对靠后，致使飞机左右机轮分担的重力较前轮更大；而左右机轮在机体上的位置分布决定了其所受的支撑力大小相等。在飞机速度较小时，气动效应较弱，升力较小，机轮承载着飞机的绝大部分重量。而随着飞机速度的不断增加，气动效应增强，升力增加，飞机各机轮所受的支撑力随飞机速度增加而减小。前轮所受的纵向摩擦力要小于左右机轮所受纵向摩擦力，左右机轮所受纵向摩擦力的大小相等。因为机轮纵向摩擦力与支撑力存在线性关系，所以机轮纵向摩擦力与起落架支撑力变化趋势一致。无人机在地面加速滑跑时，侧向上没有受到干扰，机轮的转动方向与无人机地速的夹角为零，所以机轮所受的侧向摩擦力为零。又左右机轮所受到的纵向摩擦力相等，即无人机在地面滑跑时的侧向合力与合偏航力矩均为 0，无人机沿着直线加速滑行，所以无人机的侧偏距为 0。

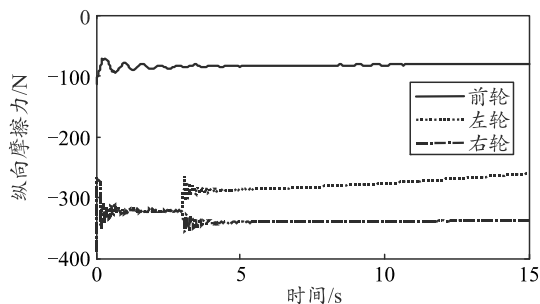
根据以上仿真验证与分析可知，笔者建立的无人机地面滑跑模型可以正确反映无人机在地面滑跑过程中的受力情况与物理特性。

4.2 在侧风干扰下仿真

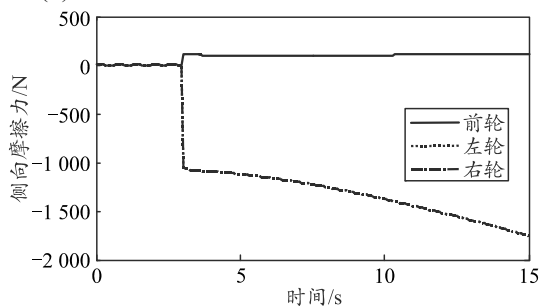
在数字模型的风场环境中加入 10 m/s 的侧风，风向与机体轴的 Y 轴正方向相同。仿真结果如图 6。



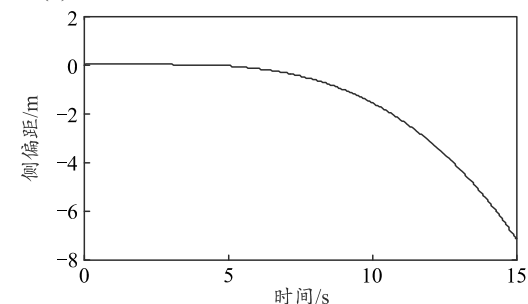
(a) 有侧风起落架支撑力-时间变化曲线



(b) 有侧风机轮纵向摩擦力-时间变化曲线



(c) 有侧风机轮侧向摩擦力-时间变化曲线



(d) 有侧风侧偏距-时间变化曲线

图 6 加入侧风仿真结果

由仿真结果可知：在加入侧风后，无人机发生正滚转，致使右机轮所受支撑力大于左机轮所受的支撑力。相应地，无人机右机轮所受的纵向摩擦力也大于左机轮所受的纵向摩擦力。由于飞机存在风标特性，在侧风作用下，飞机向左偏航，所以前轮受到的侧向摩擦力为正，主轮所受的侧向摩擦力为负。所以此时飞机开始产生向左的侧偏距，且随时间(速度)逐渐增加。根据以上仿真内容与结果的分析可知，笔者建立的无人机地面滑跑模型可以较为正确地反映无人机在地面滑跑时的运动趋势。

4.3 仿真与实际对比验证

从机载的数据记录设备可以获取无人机实际滑跑过程中的给定控制量与状态信息，如油门、给定舵面量、前轮偏转角度、左右机轮刹车量、姿态角及角速度、真空速与侧偏距等。只需用实际记录的给定控制量来控制所建立的数字模型进行仿真实验，通过观察飞机在此情况下的滑跑状态与实际的滑跑状态，即可以看出所建立的数字模型的准确

性。仿真验证如图 7 所示。

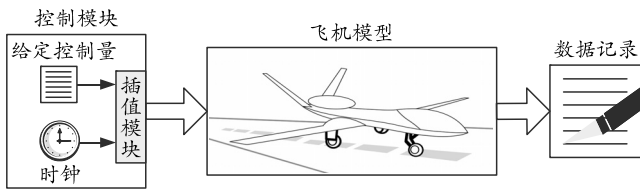
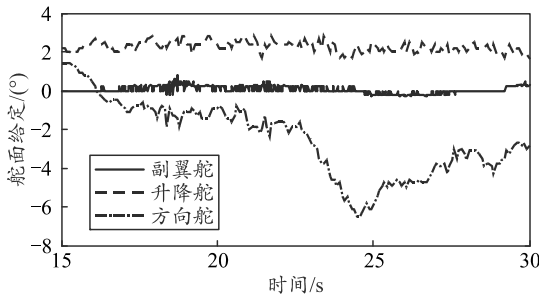


图 7 仿真验证

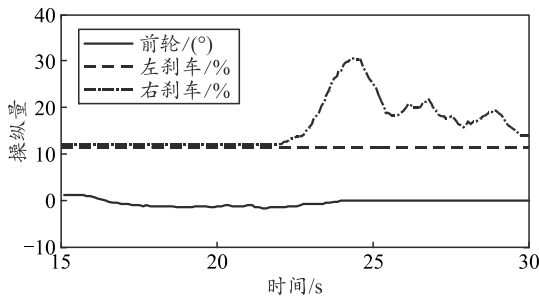
具体验证步骤如下：

- 1) 将记录的实际滑跑数据导入 Matalab 环境中；
- 2) 按照数据记录周期，在 Simulink 中，构建基于时间的插值模块，目的是将实际的给定控制量，按照记录的时刻送入数字模型；
- 3) 在数字模型中创建数据记录模块；
- 4) 加载模型运行是所需的参数；
- 5) 运行模型，仿真结束后，对比实际与仿真时记录的滑跑状态。

实际给定控制量如图 8 所示，实际与仿真滑跑状态对比结果如图 9 所示。



(a) 舵面给定量



(b) 机轮操作量

图 8 实际滑跑的控制信号

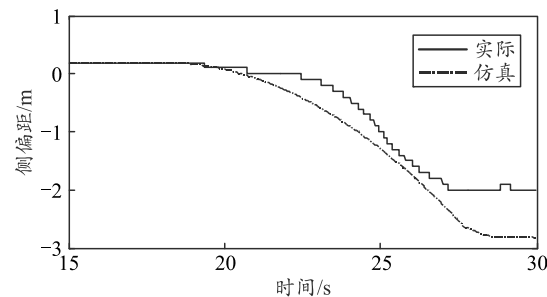


图 9 实际与仿真滑跑的状态对比

由图 9 可知：实际与仿真的侧偏距变化趋势相同，误差范围在 1 m 以内，由此可知，笔者所建立的数字模型可以较为准确地反映实际飞机的运动状态。

5 结论

笔者以大展弦比无人机为研究对象，在详细分析其在地面滑跑过程受力情况的基础上，建立了其在地面滑跑时的数学模型。经过仿真分析可知：笔者建立的地面滑跑模型可以较为准确反映无人机在地面实际滑跑过程中的运动特性，能满足实际工程的要求。

参考文献：

- [1] 段松云. 无人机起飞/着陆阶段建模和飞行动力学仿真系统设计[D]. 北京：清华大学，2004.
- [2] 顾宏斌. 飞机地面运行的动力学模型[J]. 航空学报，2001，22(2): 163-167.
- [3] ALLEN R W, ROSENTHAL T J, SZOSTAK H T. Steady state and transient analysis of ground vehicle- handling, SAE Paper 870495 [R]. Washington: SAE, 1987: 49-78.
- [4] 魏小辉, 宋晓晨, 聂宏, 等. 支柱柔性对起落架缓冲器摩擦力的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(6): 1604-1611.
- [5] 姜超, 宋科璞, 周海军. 基于L1自适应方法的尾坐式无人机控制律设计[J]. 兵工自动化, 2017, 36(8): 14-19.
- [6] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京：航空工业出版社，1999: 127-205.
- [7] 陈丽城. 前三点式无人机地面建模技术研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2016.
- [8] 黄树春, 汪长元. 副翼配重的着陆冲击响应[J]. 航空学报, 1992, 13(8): 427-430.
- [9] 陈晨, 周洲. 无人机滑跑起飞过程及其数学模型研究[J]. 科学技术与工程, 2007, 7(13): 3198-3201.
- [10] KEITA G, YOSHIKAZU M, MASAKAZU S. Development of ground taxiing control Law for automatic landing flight experiment(ALFLEX)[Z]. AIAA-2001-4242.
- [11] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册[M]. 北京：航空工业出版社，2002: 195-207.
- [12] 张华亮, 周洲. 飞翼无人机地面滑跑建模与航向控制[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(24): 6759-6761.
- [13] 吴森堂. 飞行控制系统[M]. 北京：航空工业出版社，2013: 54-62.