2021 年 第 21 卷 第 31 期
2021, 21(31): 13580-07

科 学 技 术 与 工 程
Science Technology and Engineering

ISSN 1671—1815
CN 11—4688/T

引用格式:程贤斌, 高 永, 孟 浩, 等. 前起落架刚度对无人机起飞滑跑性能的影响[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(31): 13580-13586.
Cheng Xianbin, Gao Yong, Meng Hao, et al. Influence of the stiffness of the nose gear on the take-off and rolling performance of unmanned aerial vehicles[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(31): 13580-13586.

前起落架刚度对无人机起飞滑跑性能的影响

程贤斌[1,2], 高 永[1*], 孟 浩[1], 李 冰[1]
(1. 海军航空大学航空基础学院, 烟台 264001; 2. 中国人民解放军 92095 部队, 台州 318050)

摘 要 为解决无人机在起飞滑跑阶段前起落架压缩量变化引起升阻特性变化的问题,综合考虑发动机转速、螺旋桨效率以及地面摩擦力等因素,建立无人机的地面滑跑模型。利用 Simulink 建立了全机仿真模型,研究了前起落架刚度变化对无人机起飞滑跑性能的影响。结果表明:在起飞重量一定时,整机升力系数随前起落架压缩量变化量线性变化,随着前起落架刚度增大,无人机三轮滑跑距离、前轮离地迎角以及前轮离地速度均在一定程度上减小。仿真结果与理论分析相符,验证了模型的有效性。

关键词 滑跑性能; 仿真模型; 前起落架; 弹簧刚度
中图法分类号 V212; **文献标志码** A

Influence of the Stiffness of the Nose Gear on the Take-off and Rolling Performance of Unmanned Aerial Vehicles

CHENG Xian-bin[1,2], GAO Yong[1*], MENG Hao[1], LI Bing[1]
(1. School of Basic Sciences for Aviation, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;
2. People's Liberation Army, 92095 Troop, Taizhou 318050, China)

[**Abstract**] In order to solve the problem of the change in lift and drag characteristics caused by the change in the compression of the nose gear during the take-off and roll-off of the unmanned aerial vehicle (UAV), the rotate speed of engine, propeller efficiency, and ground friction were comprehensively considered to establish the UAV's ground roll model. A simulation model of the whole aircraft was established by Simulink, and the influence of nose gear's stiffness change on the take-off and running performance of the UAV was studied. The results show that: When the take-off weight is constant, the lift coefficient of the whole aircraft changes linearly with the change of the nose gear's compression. With the increase of the nose gear's stiffness, the UAV's three-wheel sliding distance, the angle of attack and speed when the front wheel off-ground is reduced to a certain extent. The simulation results are consistent with the theoretical analysis, which verifies the validity of the model.

[**Keywords**] rolling performance; simulation model; nose gear; spring stiffness

起飞滑跑是无人机飞行的起始阶段,由于地面干扰因素多,也是一个容易发生事故的阶段。大量事故调查表明,飞机的起飞滑跑性能对于飞行安全至关重要[1]。在地面滑跑过程中,起落架与跑道相互作用,使得无人机在地面滑行的运动特点与空中飞行时存在明显区别。尤其是前起落架在发动机推力、俯仰力矩以及地面摩擦力等各种因素的共同作用下,压缩量不断变化,直接影响无人机的姿态,其升阻特性随之变化,从而影响到滑跑性能。因此建立无人机地面滑跑仿真模型,研究前起落架参数对起飞滑跑性能的影响,对小型无人机起落架的参数设计和起飞滑跑性能分析计算具有重要的参考价值。

对于飞机地面滑行和起落架动态特性的研究成果较为丰富。文献[2]对飞机起飞距离计算模型和飞机在起降阶段占用跑道时间进行了相关研究;文献[3]研究了飞机在起降过程中的自动控制模型,并通过 Simulink 进行仿真;文献[4]建立并求解飞机起飞着陆过程的微分方程,采用 Simulink 进行建模和仿真,通过实际采集某型飞机的飞行参数,对比验证了仿真模型的有效性;文献[5]以某轮式无人机为研究对象,建立起落架和轮胎模型,结合无人机滑跑过程的动力学分析,对滑跑过程进行了仿真测试;文献[6]针对起落架着陆动态过程建立模型进行仿真分析,并对起落架主要缓冲参数对着陆动态特性的影响进行了研究;文献[7]以前起落架系统为研究对象,建立了非线性动力学模型,并

收稿日期: 2021-04-07; **修订日期**: 2021-08-11
基金项目: 泰山学者建设工程专项经费
第一作者: 程贤斌(1993—),男,汉族,安徽安庆人,硕士研究生。研究方向:舰载机动力学与飞行安全技术。E-mail:1427019582@qq.com。
* **通信作者**: 高 永(1973—),男,汉族,山东新泰人,博士,教授。研究方向:飞行器设计。E-mail:gaoyongbh@sina.com。

对道面随机激励作用下前起落架垂向动力学响应机型了研究分析;文献[8]基于多体动力学理论,采用经典的二质量块等效模型,建立缓冲器活塞杆几何模型,并进行了落震仿真分析;文献[9]从机轮触地点开始,逐步推导摩擦力、缓冲器压缩受力以及机体所受力和力矩,建立完整的仿真模型,对滑跑过程中刹车、转弯以及落震等工况进行仿真分析。上述研究成果多是关注滑跑过程的求解或是起落架的动态特性,对于起飞滑跑过程中前起落架特性对滑跑性能的影响鲜见研究分析,而且小型无人机起落架在结构上与有人机、大型飞机存在显著差异,在建模方法和求解过程中也有所不同。

现研究分析起飞滑跑过程中的受力特点和运动规律,分系统建立空气动力、发动机以及起落架系统的数学模型,并通过 Simulink 中的 Aerospace 工具箱搭建全系统的仿真模型,以某型无人机缩比训练机为仿真样例,研究分析前起落架刚度对起飞滑跑性能的影响,并将仿真结果与实际飞行数据对比,验证模型准确性和可靠性。研究结果对小型无人机前起落架设计和地面滑跑性能计算有一定参考价值。

1　无人机仿真模型设计

在起飞滑跑过程中,无人机模型可简化为机体、主起落架以及前起落架 3 个部分,在进行仿真模型设计过程中,作出以下 4 个假设。

(1)将无人机机体视为面对称刚体,不考虑机体结构的弹性形变,主起落架与机体刚性连接,不考虑主起落架的压缩。

(2)前起落架简化为与机体固连的悬臂梁,将其支撑的质量分为两部分:弹性支撑质量和非弹性支撑质量,非弹性支撑质量的简化为轮轴处的集中质量。

(3)静止地球与平面大地假设,即视地面坐标系为惯性参考系,视地面为平面,忽略地球自转、公转以及地球曲率的影响。

(4)忽略机体旋转部件及液体晃动的影响。

1.1　运动方程模型

无人机的运动可以看作是机体质心平移和绕质心旋转的组合运动。在机体坐标系中,动力学方程的矢量表达式[10]为

$$\begin{cases} m_0\left(\dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{V}}{\mathrm{d}t}+\boldsymbol{V}\times\boldsymbol{\Omega}\right)=\boldsymbol{F} \\ \boldsymbol{I}\dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{\Omega}}{\mathrm{d}t}+\boldsymbol{\Omega}\times(\boldsymbol{I}\boldsymbol{\Omega})=\boldsymbol{M} \end{cases} \tag{1}$$

式(1)中:m_0 为无人机质量;$\boldsymbol{V}$ 为机体坐标系下的速度矢量;$\boldsymbol{\Omega}$ 为机体坐标系下的角速度矢量;$\boldsymbol{I}$ 为机体的转动惯量矩阵;$\boldsymbol{F}$ 和 $\boldsymbol{M}$ 分别为合外力和合外力矩。

为确定无人机在空中的飞行轨迹,还需建立质心的运动学方程,在地面坐标系下,运动学方程的矢量式为

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{Q}_{\mathrm{gb}}\boldsymbol{V} \\ \dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{\Theta}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{Q}_{\mathrm{B}}\boldsymbol{\Omega} \end{cases} \tag{2}$$

式(2)中:$\boldsymbol{r}$ 和 $\boldsymbol{\Theta}$ 分别为地面坐标系下的位置矢量和角度矢量;$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{gb}}$ 为机体坐标系到地面坐标系的转换矩阵;$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{B}}$ 欧拉角速度变换正交矩阵之和。

1.2　空气动力学模型

无人机所受气动力包括升力 L、阻力 D 以及侧力 C,这些分布作用力可简化为对机体某一点的合力与合力矩。每个力和力矩均可表示为力与系数的乘积。表达式[10]为

$$\begin{bmatrix} L \\ D \\ m \end{bmatrix}=\frac{1}{2}\rho\boldsymbol{V}^2S\begin{bmatrix} C_{L_0}+C_{L_\alpha}\alpha+C_{L_q}\dfrac{qc}{2V_{\mathrm{a}}}+C_{L_{\delta_{\mathrm{e}}}}\delta_{\mathrm{e}} \\ C_{D_0}+C_{D_\alpha}\alpha+C_{D_q}\dfrac{qc}{2V_{\mathrm{a}}}+C_{D_{\delta_{\mathrm{e}}}}\delta_{\mathrm{e}} \\ c\left(C_{m_0}+C_{m_\alpha}\alpha+C_{m_q}\dfrac{qc}{2V_{\mathrm{a}}}+C_{m_{\delta_{\mathrm{e}}}}\delta_{\mathrm{e}}\right) \end{bmatrix} \tag{3}$$

$$\begin{bmatrix} C \\ l \\ n \end{bmatrix}=\frac{1}{2}\rho\boldsymbol{V}^2S\times\begin{bmatrix} C_{C_0}+C_{C_\beta}\beta+C_{C_p}\dfrac{pb}{2V_{\mathrm{a}}}+C_{C_{\mathrm{r}}}\dfrac{rb}{2V_{\mathrm{a}}}+C_{C_{\delta_{\mathrm{a}}}}\delta_{\mathrm{a}}+C_{C_{\delta_{\mathrm{r}}}}\delta_{\mathrm{r}} \\ b\left(C_{l_0}+C_{l_\beta}\beta+C_{l_p}\dfrac{pb}{2V_{\mathrm{a}}}+C_{l_{\mathrm{r}}}\dfrac{rb}{2V_{\mathrm{a}}}+C_{l_{\delta_{\mathrm{a}}}}\delta_{\mathrm{a}}+C_{l_{\delta_{\mathrm{r}}}}\delta_{\mathrm{r}}\right) \\ b\left(C_{n_0}+C_{n_\beta}\beta+C_{n_p}\dfrac{pb}{2V_{\mathrm{a}}}+C_{n_{\mathrm{r}}}\dfrac{rb}{2V_{\mathrm{a}}}+C_{n_{\delta_{\mathrm{a}}}}\delta_{\mathrm{a}}+C_{n_{\delta_{\mathrm{r}}}}\delta_{\mathrm{r}}\right) \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中:m 为俯仰力矩;n 为偏航力矩;l 为滚转力矩;S 为机翼面积;c 为气动弦长;b 为翼展;α 为迎角;β 为侧滑角;p、q、r 为三轴角速度;V 为空速;V_{a} 为空速沿机体轴的分量;δ_{e}、δ_{a}、δ_{r} 分别为升降舵、副翼、方向舵偏转角度;C_L、C_D、C_C、C_m、C_n、C_l 分别为各气动力、力矩系数,下角标 0 表示迎角为 0 时的系数,其余下角标表示各参数变化引起的气动系数增量。这些参数由无人机的飞行速度、迎角、侧滑角、外形参数以及操纵舵面偏角等决定。

1.3　发动机模型

小型无人机大多采用活塞式发动机作为动力装置,驱动螺旋桨产生推力,具有结构简单、成本低、便于使用维护等优点。本文中以小型汽油发动机为研究对象,匹配螺旋桨建立发动机推力模型,

用于计算发动机的推力。在实际使用中,发动机的转速通常用节风门位置来进行控制,在起飞滑跑阶段,节风门位置在115%处,发动机以最大输出功率工作,推进无人机加速滑跑起飞,当爬升到安全高度后,节风门收回至100%位置,推进无人机按给定速度匀速爬升。随着无人机速度增大,螺旋桨的效率逐渐降低,输出推力也会随之慢慢减小。起飞阶段,发动机节风门处于最大位置,发动机以最高转速工作,推力值随无人机空速变化,计算不同速度下推力值,结果见表1。

对表1中数据进行二次曲线拟合,得出发动机最高转速下的推力值与速度函数关系式为

$$T = -0.067\,23V^2 - 0.851\,3V + 188.9 \quad (5)$$

拟合曲线如图1所示。

表1 最高转速下发动机推力值

Table 1 Engine thrust value at maximum RPM

序号	来流速度/(m·s^{-1})	发动机推力/N
1	5	183.044 4
2	10	174.822 2
3	15	158.113 2
4	20	146.176 8
5	25	126.312 2
6	30	102.978 4
7	35	76.3155 4

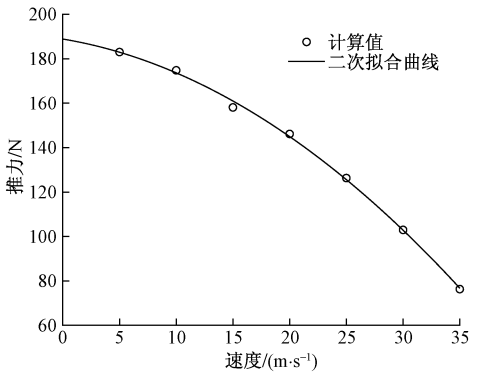
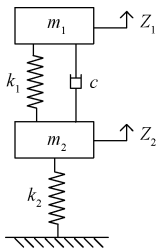


图1 发动机最高转速下速度-推力曲线

Fig. 1 Speed-thrust curve of engine at maximum RPM

1.4 起落架系统模型

起落架系统是保证无人机起降过程中在地面正常滑跑,吸收和减小与地面冲击能量的重要装置。本文中起落架模型采用二质量块模型,把起落架的结构质量简化为两个集中质量:弹性支撑质量和非弹性支撑质量。其中弹性支撑质量 m_1 为起落架承载的机体质量;非弹性支撑质量 m_2 包括缓冲器以下的机轮、刹车等部件的质量,该部分质量简化为集中在机轮轴处的质量块[11-13],简化模型如图2所示。



k_1 为前起落架刚度系数;c 为前起落架阻尼系数;k_2 为轮胎的刚度系数;Z_1 为弹性支撑质量的位移;Z_2 非弹性支撑质量的位移

图2 起落架简化模型

Fig. 2 Simplified landing gear model

在竖直方向上,根据弹簧质量块的动力学模型得到前起落架的动态简化模型为

$$m_1\ddot{Z}_1 + k_1(Z_1 - Z_2) + c(\dot{Z}_1 - \dot{Z}_2) = 0 \quad (6)$$

$$m_2\ddot{Z}_2 + k_1(Z_1 - Z_2) + k_2Z_2 - c(\dot{Z}_1 - \dot{Z}_2) = 0 \quad (7)$$

1.5 全机仿真模型构建及仿真流程

在MATLAB/Simulink环境中,借助Aerospace工具箱中的模块搭建无人机的全系统仿真模型,实现无人机起降过程的仿真分析。图3中,控制模块以无人机当前姿态为输入,计算输出推力及各控制舵面偏角,控制无人机姿态;起落架模型用于计算地面支持力、前起落架压缩量等参数;无人机六自由度模型接收控制模块的控制参数和起落架模块的参数,进行空气动力学计算和运动方程求解,得到无人机状态参数。

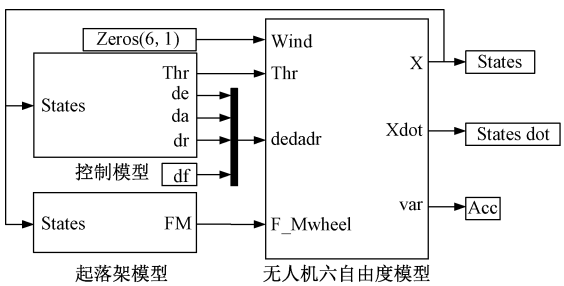


图3 无人机全系统仿真 Simulink 模型

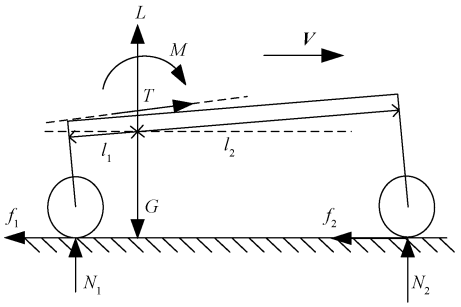
Fig. 3 Simulink model of UAV system Simulation

2 起飞滑跑性能分析

在起飞滑跑阶段,跑道对机体冲击较弱,忽略主起落架的变形,仅考虑前起落架在空气动力、发动机推力以及地面作用力的影响下产生的压缩量变化,使得机体绕主起落架接地点俯仰运动,引起无人机姿态的改变,进而影响无人机滑跑性能[14]。无人机所受升力、阻力、摩擦力等力的简图如图4所示。

在地面坐标系下,沿垂直跑道方向,近似认为无人机处于平衡状态,对机体列平衡方程,得

$$G - L - (N_1 + N_2) - T\sin(\theta + \varphi_0) = 0 \quad (8)$$



N_1、N_2 分别为地面对主轮和前轮的支持力;f_1、f_2 分别为地面对主轮和前轮的摩擦力;G 为机体所受重力;l_1、l_2 分别为主轮和前轮到中心的距离;L、M 为机体所受气动力和力矩;T 为发动机推力

图 4　无人机滑跑受力示意图

Fig. 4　Schematic diagram of the force on the drone

式(8)中:φ_0 发动机的为推力方向与机体轴的夹角;θ 为俯仰角。刚性机体绕 y 轴俯仰运动的动力学方程可表示为

$$N_2 l_2 - M - N_1 l_1 - Tl_0 - \mu(N_1 + N_2)h_0 = J\ddot{\theta} \quad (9)$$

式(9)中:J 为不包括前起落架非弹性支撑质量部分绕 y 轴的转动惯量,可近似认为与机体绕 y 轴转动惯量相等;h_0 为机体重心距跑道的距离;μ 为机轮与地面间的摩擦系数;l_0 为发动机推力线到无人机的重心之间的距离。由几何关系得到俯仰运动角速率与前起落架伸长量变化速率间的关系,即

$$\dot{Z}_1 = \dot{\theta}(l_1 + l_2) \quad (10)$$

无人机在地面滑跑时,不考虑跑道坡度,则俯仰角与迎角相等。

无人机在滑跑过程中,重力为一恒定值,发动机的推力及其产生的低头力矩随速度增加而减小,升力随速度增加而增大,气动力矩也随之增大,导致前后起落架支持力均会减小,前后轮摩擦力减小。由于气动力矩的作用,前后起落架支持力减小不同步,无人机头抬头趋势,前起落架伸长,直至前起落架达到最低点离开地面。其中起落架刚度直接影响到前起落架的动态特性,在起飞重量一定时,刚度越大则前起落架伸长量越小,无人机俯仰变化量越小。在小角度范围内,起落架伸长量变化量与迎角变化近似呈线性关系,升力系数与迎角也呈线性关系,因此升力系数随起落架伸长量的变化量呈线性变化。

3　仿真分析

3.1　算例仿真

以某型无人机缩比训练机为例进行仿真计算,该机主要参数如表 2 所示。将样例无人机气动数据输入仿真模型,当起飞重量为 40 kg,前起落架刚度为1 000 N/m时,进行起飞滑跑仿真计算。滑跑时升降舵不偏转,发动机以最大转速工作,直至前起落架支持力为 0 时停止仿真,输出仿真参数如图 5 ~ 图 10 所示。

图 5 ~ 图 9 的仿真结果显示,在滑跑开始阶段,无人机迎角、升力系数和俯仰力矩变化比较缓慢,这是由于在滑跑开始阶段无人机速度小,升力和压缩量变化较小,因此导致的迎角、升力系数、俯仰力矩系数和俯仰力矩变化不大。随着无人机滑跑速度不断增加,整机产生的升力也逐渐增大,俯仰力矩系数逐渐减小,但俯仰力矩却增大,无人机在力矩作用下绕主轮轴转动,机头抬起,前起落架伸长,迎角和升力系数随时间快速增大,直至前起落架离地。图 10 结果显示,整个滑跑过程中,升力系数随前起落架压缩量变化量呈线性关系。

表 2　仿真样例主要参数

Table 2　The main parameters of simulation sample

参数名称	参数值
翼展/m	4.5
机翼面积/m^2	1.71
最大起飞质量/kg	70
最大平飞速度/($km \cdot h^{-1}$)	120
平均气动弦长/m	0.38

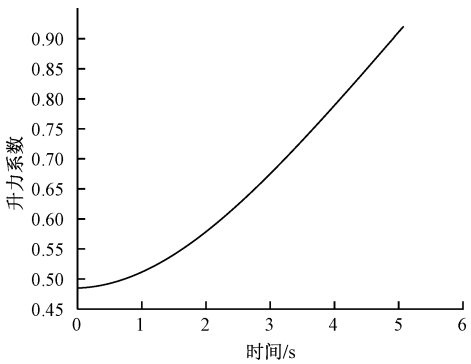


图 5　升力系数曲线

Fig. 5　Lift coefficient curve

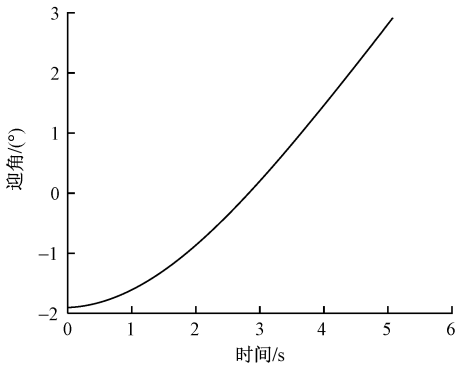


图 6　迎角变化曲线

Fig. 6　Angle of attack curve

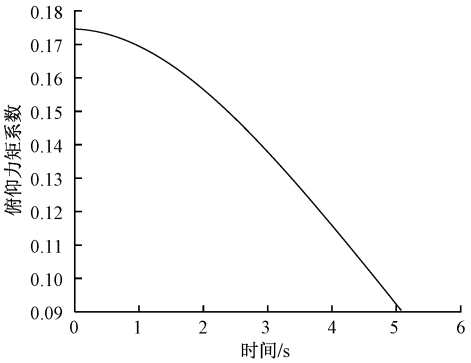


图 7 俯仰力矩系数曲线

Fig. 7 Pitching moment coefficient curve

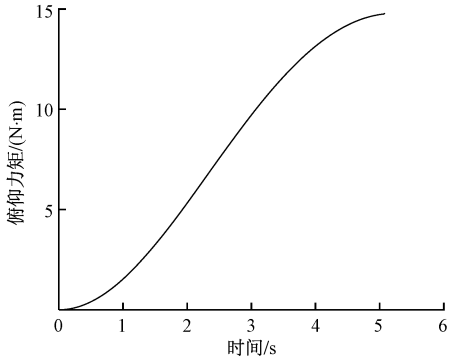


图 8 俯仰力矩曲线

Fig. 8 Pitch moment curve

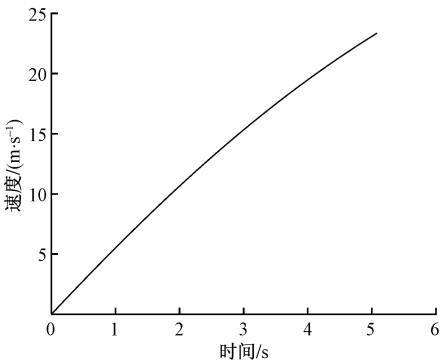


图 9 速度曲线

Fig. 9 Speed curve

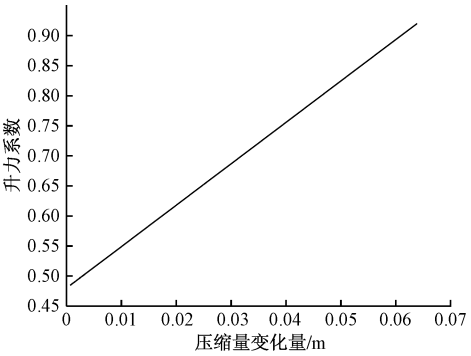


图 10 压缩量变化量-升力系数曲线

Fig. 10 Change in compression-lift coefficient curve

进一步仿真分析滑跑距离等参数与前起落架刚度和起飞重量的关系。选取 40、50、60 kg 3 种典型起飞重量,前起落架刚度系数分别取值 1 000、1 200、1 400、1 600、1 800、2 000 N/m 进行仿真计算,输出仿真参数如图 11 ~ 图 14 所示。

前起落架刚度取值不同时无人机的三轮滑跑距离如图 11 所示,在起飞重量相同时,随着前起落架刚度的增大,无人机的三轮滑跑距离逐渐减小;在前起落架刚度相同时,无人机起飞重量越大,则三轮滑跑距离越大。图 12 显示无人机前轮离地速度随前起落架刚度的增大而减小,无人机开始滑跑时,发动机输出最大推力,产生低头力矩,使得前起

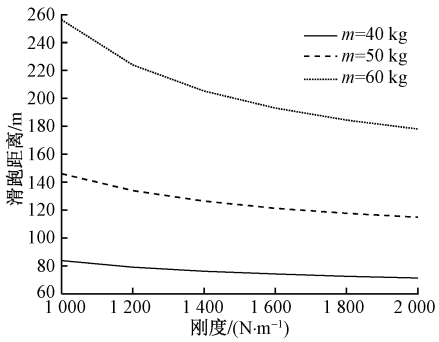


图 11 三轮滑跑距离曲线

Fig. 11 Three-wheel rolling distance curve

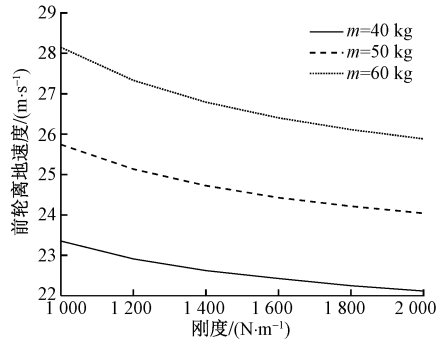


图 12 前轮离地速度曲线

Fig. 12 Speed curve with front wheel off the ground

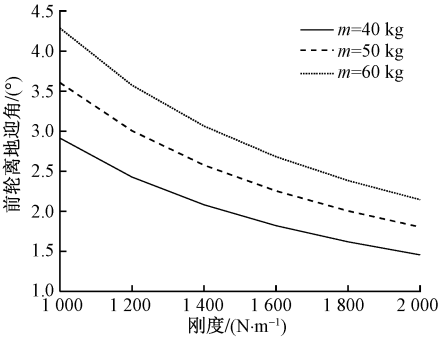


图 13 前轮离地迎角曲线

Fig. 13 Angle of attack curve with front wheel off the ground

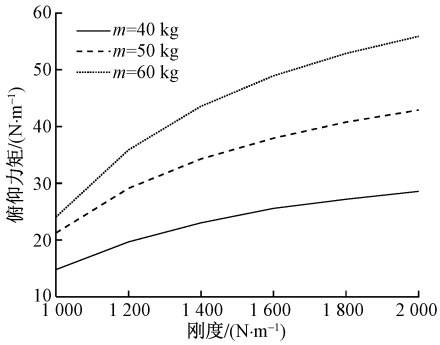


图 14　俯仰力矩变化曲线

Fig. 14　Pitching moment change curve

落架压缩,前起落架刚度越小则压缩量越大,迎角越小,在俯仰力矩作用下达到起飞离地迎角的时间越长,离地速度相应增大。图 13 显示了无人机离地迎角随前起落架刚度的变化情况,前起落架刚度越大,离地迎角越小;值得注意的是,随着前起落架刚度的增大,前轮离地迎角减小,三轮滑跑距离和前轮离地速度同时减小,造成这一结果的原因有两点:①随着前起落架刚度的增加,前起落架压缩行程减小,引起的无人机俯仰角变化量减小,在俯仰力矩作用下,俯仰角达到前轮离地迎角的时间缩短,前轮离地时的速度和三轮滑跑的距离相应减小;②如图 14 所示,随前起落架刚度的增加,无人机迎角减小,抬头力矩增大,使得前起落架所受支持力减小加快,前轮离地时间进一步减小,前轮离地速度和三轮滑跑距离相应减小。

上述仿真结果表明,随着前起落架刚度的增大,能在一定程度上减小三轮滑跑距离和前轮离地速度。但较大的刚度也会降低起落架的减震缓冲性能,使得地面对机体的冲击直接传递到机体结构上,降低结构寿命,甚至造成结构破坏,因此在设计制造前起落架时,应综合考虑无人机滑跑距离、离地迎角以及离地速度等多方面因素,合理选择刚度适中的缓冲装置作为前起落架减震器,以提高无人机滑跑性能。

3.2　实验数据对比

在缩比训练机上安装飞参记录仪,采集 GPS 模块获取的飞机位置、速度信息并记录。飞行结束后,从中提取起飞滑跑阶段飞参数据,与仿真数据进行对比,如图 15、图 16 所示。提取仿真参数与飞参数据对比结果如表 3 所示。

通过仿真参数与飞参数据对比发现,缩比训练机实际地面滑跑距离与速度与仿真数据变化趋势基本一致,滑跑时间相近,离地迎角差别较大,这与实际测量使用的传感器精度较低有关。综上,可以表明本文所建立的模型准确、可信,基本能够实现无人机滑跑过程的仿真分析,得到比较可靠的仿真结果。

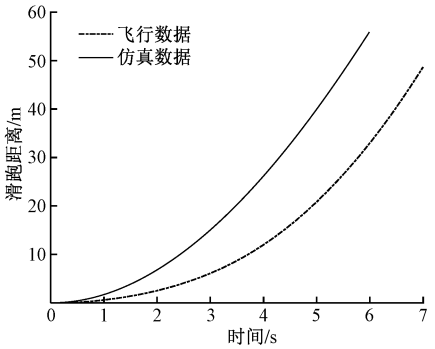


图 15　滑跑距离曲线

Fig. 15　Rolling distance curve

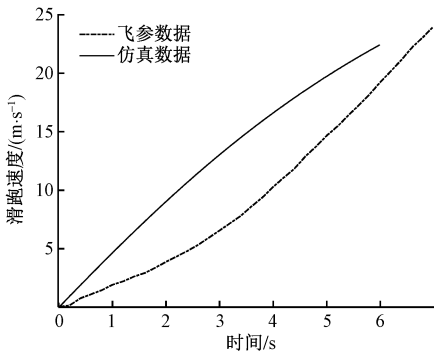


图 16　滑跑速度曲线

Fig. 16　Rolling speed curve

表 3　仿真参数与飞参数据对比

Table 3　Comparison of simulation parameters and flight data

参数名称	仿真参数	飞参数据
滑跑距离/m	55.71	48.67
离地速度/(m·s⁻¹)	22.43	24.02
离地迎角/(°)	1.82	3.40
滑跑时间/s	5.99	6.97

4　结论

根据无人机地面滑跑特点,分系统建立数学模型,并通过 Simulink 中的 Aerospace 工具箱搭建全系统的仿真模型,仿真分析了无人机在不同的前起落架刚度条件下,起飞性能参数的差异,得到如下结论。

(1)在起飞重量一定时,无人机整机升力系数随前起落架压缩量的变化量近似成线性变化。

(2)适当增大前起落架刚度能在一定程度上减小无人机三轮滑跑距离和前轮离地速度,对无人机前起落架的设计和起飞滑跑性能计算具有一定的参考价值。

(3)通过实际飞参数据与仿真数据的对比,验证了模型的准确性和可靠性。

在后续研究中,可进一步研究无人机滑跑过程中的纵向控制策略,使得无人机迎角始终保持在最优位置,减小前起落架压缩量变化带来的影响,进一步优化滑跑性能。

参 考 文 献

[1] Sengupta S, Donekal A K, Mathur A R. Automation in modern airplanes-a safety and human factors based study[J]. INCOSE International Symposium, 2016, 26(S1): 386-394.

[2] Spencer T L, Trani A. Predictive models of departure and arrival occupancy time and take-off distance[J]. Air Traffic Control Quarterly, 2018, 27(2): 81-95.

[3] Elmajdub E N F A, Bhardwaj D A K. Take off and landing stage of aircraft with Matlab simulation [J]. IOSR Journal of Electrical and Electronics Engineering, 2014, 9(6): 37-66.

[4] 林可心, 岑国平, 李 乐, 等. 飞机起飞着陆性能仿真与分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2012, 13(4): 21-25.
Lin Kexin, Cen Guoping, Li Le, et al. Simulation and analysis for airplanes' performance of takeoff and landing[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2012, 13(4): 21-25.

[5] 王程坤, 李秀娟. 轮式无人机地面滑跑模型的建立[J]. 电光与控制, 2017, 24(2): 89-94.
Wang Chengkun, Li Xiujuan. Establishment of taxiing model for a wheeled UAV[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(2): 89-94.

[6] 于秀伟, 金秀芬. 飞机起落架着陆动力学建模与试验分析[J]. 机械设计与制造工程, 2020, 49(10): 81-85.
Yu Xiuwei, Jin Xiufen. Landing dynamics modeling and experimental analysis of aircraft landing gear[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2020, 49(10): 81-85.

[7] 刘 艳. 飞机起落架系统动力学建模及分析[D]. 天津: 中国民航大学, 2020.
Liu Yan. Dynamic modeling and analysis of aircraft landing gear system[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020.

[8] 冯蕴雯, 朱铮铮, 潘文廷, 等. 起落架活塞杆刚度对缓冲器吸能特性的影响[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(29): 368-372.
Feng Yunwen, Zhu Zhengzheng, Pan Wenting, et al. Influence of shock absorber energy absorption characteristics on landing gear piston rod flexibility[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(29): 368-372.

[9] 唐瑞琳, 巩 磊, 王 博. 飞机起落架动力学建模及地面运动仿真[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(16): 6889-6897.
TangRuilin, Gong Lei, Wang Bo. Landing gear dynamics modelingand aircraft ground motion simulation[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(16): 6889-6897.

[10] 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.
Chen Chen, Zhou Zhou. Process and mathematic model study of a UAV during taxing and takeoff[J]. Science Technology and Engineering, 2007, 7(13): 3198-3201.

[11] 魏保立, 郭成超, 崔 璨. 飞机滑行荷载对机场道面的随机振动效应分析[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(16): 101-106.
Wei Baoli, Guo Chengchao, Cui Can. Random vibration analysis of airport pavement in condition of aircraft taxing[J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(16): 101-106.

[12] Berad R W, Mclain T W. Small unmanned aircraft: theory and practice[M]. New York: Princeton University Press, 2012.

[13] 张 明, 聂 宏. 飞机地面转弯和刹车响应动力学分析[J]. 航空学报, 2008(3): 616-621.
Zhang Ming, Nie Hong. Dynamic analysis of aircraft ground steering and braking responses[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008(3): 616-621.

[14] 郝现伟, 李 铎, 魏双成, 等. 摇臂式起落架无人机地面滑跑数学模型与仿真[J]. 电光与控制, 2019, 26(6): 27-33.
Hao Xianwei, Li Duo, Wei Shuangcheng, et al. Mathematical modeling and simulation of taxiing of UAVs with articulated landing gear [J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(6): 27-33.