

文章编号:1674-8190(2018)03-375-07

轮式起降无人机滑跑起飞阶段动力学仿真研究

张琳, 龚喜盈, 庞俊锋

(西安爱生技术集团公司 飞机设计研究室, 西安 710065)

摘要: 无人机地面滑跑起飞阶段是飞行过程中的危险阶段,其受力情况复杂,动力学特性与空中飞行时略有不同。以某轮式起降无人机为研究对象,根据起落架的机械特性和几何关系将起落架等效为一个弹簧阻尼系统,并在 Matlab/Simulink 中集成无人机本体、起落架、发动机、舵机、控制系统等模型,建立的仿真平台模拟无人机滑跑起飞全过程。结果表明:该轮式起降无人机在滑跑起飞过程中压着机头滑跑,始终对准航向,滚转姿态变化很小;在大油门推力作用下无人机增速较快,抬前轮后瞬间主轮离地,并以稳定的速度爬升,较短时间内可以到达安全高度。

关键词: 轮式起降无人机;滑跑起飞;建模仿真

中图分类号: V279; TP391.9

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.03.011

Dynamics Simulation Research on Tricycle Landing Gear UAV During Taxiing and Take-off Phase

Zhang Lin, Gong Xiying, Pang Junfeng

(Department of Aircraft Design and Research, Xi'an ASN Technology Group Co., Ltd., Xi'an 710065, China)

Abstract: The UAV taxiing and take-off phase is a dangerous phase in the flight process, during which the force of UAV is very complex and the dynamic characteristics is different from that in the air. The landing gear model is equivalent to a spring damping system, according to the mechanical properties and geometry of the landing gear of a certain tricycle landing gear UAV. The simulation platform of taxiing and take-off process established in Matlab/Simulink including the model of UAV, the landing gear, the engine and the control system which can simulate the complete process well. Results show that the UAV is nose-down running and always aligned with the heading, while the change of roll attitude is very small. Under the effect of high throttle, the UAV's speed is increasing faster. After the front wheel is lifted, the main wheel leaves the ground, and the UAV begin to climb at a steady speed. The safe altitude can be reached within a short time.

Key words: tricycle landing gear UAV; taxiing and take-off; modeling and simulation

0 引言

对于载荷量小、重量轻的小型或短程无人机,一般采用轮式起飞、火箭发射、弹射发射等起飞方式。但对于载荷量大、重量重的中远程无人机,则更多采用轮式起飞的起飞方式。轮式起飞方式的优点主要有:①起降过程过载小,对机体、机载设备

和任务载荷的抗冲击能力要求较低,无人机使用寿命较长;②起降过程即使存在一定的航向/侧向偏离,也能保证无人机的安全起降。同时,对于轮式无人机来说,滑跑起飞阶段又是整个飞行过程中的事故高发段,滑跑起飞动力学模型的精确建立可以准确模拟无人机滑跑起飞阶段的姿态和受力,为无人机安全起飞提供重要参考依据。

起飞阶段无人机的受力及运动非常复杂,涉及无人机本体与起落架之间的相互作用,飞机地面动力学模型由早期单体单自由度地面模型发展到多体多自由度模型。NASA 建立的波音 747 飞机的

地面动力学模型用于开发飞行模拟器来训练飞行员^[1]; A. G. Barnes 等^[2]建立了飞机六自由度模型来仿真模拟固定翼飞机地面和近地面运动的操纵性能和品质,但其单体建模过程中均未考虑飞机机体、起落架缓冲器和轮胎之间的相互耦合作用,不能真实模拟地面滑跑过程; W. S. Pi 等^[3]对五种不同类型飞机的起落架结构进行建模模拟,考虑了飞机和起落架之间的相互作用,但在起落架参考点处进行受力分析时进行了简化处理,建立其四自由度模型; Alan Shepherd 等^[4]分析了飞机地面滑跑动力学特性,建立运动模型,考虑了飞机、起落架的弹性模型; W. Krüger 等^[5]进行了更加详细的起落架动力学建模,在数学仿真模拟中考虑了起落架的各种使用条件,并讨论其振动、着陆冲击等问题; A. G. Barnes 等^[6]在其研究基础上分析了影响飞机地面操纵品质的各种因素; Phil Evans 等^[7]研究了正常和异常状态轮式起落架的建模与仿真,关注了正常状态及不同故障状态的建模,同时对典型状态进行仿真模拟。国内,段松云^[8]研究了无人机滑跑起飞和着陆过程的动力学特性,其中包括了起飞过程三轮滑跑、主轮离地后爬升、着陆过程主轮着地、三轮着地的完整起降过程; 王鹏等^[9]、张华亮等^[10]根据无人机地面滑跑运动特性建立了滑跑阶段全量非线性模型,模型中根据运动方程的已知条件进行起落架支撑力的求解,并研究了航向协调控制方案; 马松辉等^[11]建立了无人机空中地面一体化建模框架和方法,实现了无人机六自由度空中和地面建模仿真的无缝衔接; 王程坤等^[12]在建立无人机起落架和轮胎模型过程中,将无人机质量分为弹性支撑质量和非弹性支撑质量两部分来研究。上述研究多采用运动方程或等效简化的起落架支柱缓

冲模型来模拟,与实际滑跑过程中的无人机受力情况存在一定偏差。

为了精确模拟无人机滑跑过程中的受力和运动情况,本文将起落架等效为一个弹簧阻尼系统,得到滑跑过程中机体与起落架之间的相互作用力。通过 Matlab/Simulink 建立滑跑起飞仿真平台,其中包括无人机本体六自由度非线性模型、起落架系统模型、发动机模型、舵机模型、控制系统模型、标准大气模型等。

1 仿真过程描述

滑跑起飞过程可分为地面加速滑跑段和离地爬升至安全高度段,其中地面加速滑跑段可分为三轮滑跑段和两轮滑跑段。对于轮式起降的无人机,起飞时需要把航向对准跑道中心线,将油门开到最大,使无人机在跑道上加速滑跑。当无人机加速到抬前轮速度时,在控制系统作用下上偏升降舵,前轮抬起后俯仰角增大,当升力的垂直分量大于重力时,无人机主起落架离地,在控制系统作用下继续爬升至安全高度。无人机在滑跑起飞时的运动特性与空中飞行时的运动特性有所不同,除了存在地面效应外,还需要考虑地面与起落架之间的相互作用^[9]。

本文以前三点式某轮式起降无人机为研究对象,对其地面滑跑和起飞过程进行建模仿真研究。对于起飞性能和飞机安全性的真实模拟过程中,起落架的建模是其中最重要的环节^[13],本文在 Matlab/Simulink 环境中建立一套通用的仿真系统,用于仿真轮式起降无人机滑跑起飞全过程的仿真输出,具体系统仿真原理结构图如图 1 所示。

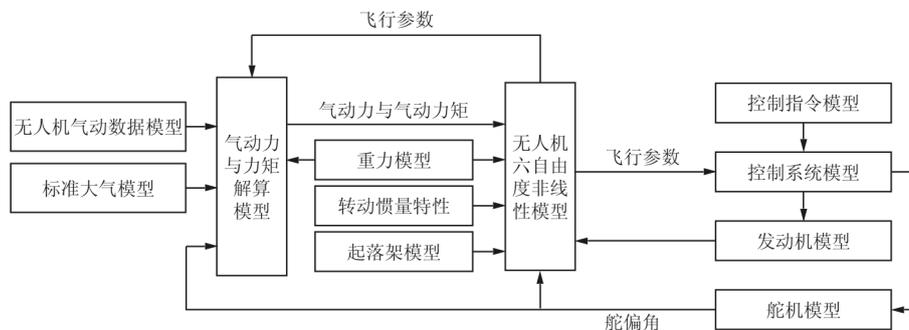


图 1 仿真系统结构框图

Fig. 1 Structure diagram of simulation system

2 坐标轴定义

机体坐标系 $Ox_b y_b z_b$, 坐标原点 O 位于飞机重心, Ox_b 轴在飞机对称平面内指向前; Oz_b 轴亦在对称平面内, 垂直于 Ox_b 轴指向下; Oy_b 轴垂直于对称平面指向右。

地面坐标系 $Ox_g y_g z_g$ 平行于地球表面, 其坐标原点可选为地面上任意固定点, 按北—东—地方法, 即 Ox_g 轴指向水平面正北方; Oy_g 轴指向水平面正东方; Oz_g 轴垂直于 $Ox_g y_g$ 平面指向下方。

稳定坐标系 $Ox_s y_s z_s$, 坐标原点 O 位于飞机重心, Ox_s 轴沿未受扰动时飞机速度在飞机对称面内的投影, 指向前方; Oz_s 轴为飞机对称平面内垂直于 Ox_s 轴向下; Oy_s 轴垂直于对称平面指向右^[14]。由于在飞机受扰动后, 此坐标方向并不随飞行速度的变化而变化, 它仍然固联于按飞机受扰动前确定的方向。

3 地面对无人机的作用力和力矩

无人机在地面滑跑时, 地面对无人机的支撑力通过起落架传递到无人机上, 支撑力的大小根据机轮的机械特性及起落架压缩量关系求解^[15]。侧向力是由于无人机存在侧滑时, 机轮的滚动方向与其速度方向存在机轮侧偏角, 侧向力的大小根据侧偏角与侧偏刚度之间的线性关系求解。地面摩擦力是由轮胎与地面之间的粘合作用产生的, 它与地面支撑力、摩擦系数以及机轮刹车状态有关。

3.1 支撑力

为了更好地模拟起落架的机械特性, 将起落架等效为一个弹簧阻尼系统, 将支撑力分解为弹簧力和阻尼力两部分。计算弹簧力时由减震器压缩后对应气体腔内的气压和活塞杆面积来计算, 计算阻尼力时根据质量守恒定律和伯努利方程来计算。

前起落架、左主起落架、右主起落架的支撑力分别由各自的弹簧力 F_S 和阻尼力 F_L 两部分组成, 其分别为压缩量和压缩速度的函数, 分别如下:

$$P_n = F_S(\Delta l_n) + F_L(V_n) \quad (1)$$

$$P_{ml} = F_S(\Delta l_{ml}) + F_L(V_{ml}) \quad (2)$$

$$P_{mr} = F_S(\Delta l_{mr}) + F_L(V_{mr}) \quad (3)$$

$$F_S = \frac{P_0 V_0 A_P}{V_0 - A_P \Delta l_{n, ml, mr}} \quad (4)$$

$$F_L = \frac{\rho A_P^3}{2\xi^2 A_0^2} V_{n, ml, mr}^2 \quad (5)$$

式中: Δl_n 、 Δl_{ml} 、 Δl_{mr} 分别为前起落架、左主起落架和右主起落架的压缩量; V_n 、 V_{ml} 、 V_{mr} 分别为前起落架、左主起落架和右主起落架的压缩速度; ξ 为减震器流量系数; A_0 为减震器阻尼孔面积; ρ 为油液密度; A_P 为活塞杆面积; P_0 为减震器初始气体压力; V_0 为减震器初期气体体积。

前起落架和主起落架压缩量的计算如下:

$$\Delta l_n = -a_n \sin\theta + [(h_{n0} - h_{np}) - (H_E - H_{E0})] \quad (6)$$

$$\Delta l_{ml} = a_m \sin\theta - \frac{b_w}{2} \sin\phi + [(h_{ml0} - h_{mlp}) - (H_E - H_{E0})] \quad (7)$$

$$\Delta l_{mr} = a_m \sin\theta - \frac{b_w}{2} \sin\phi + [(h_{mr0} - h_{mrp}) - (H_E - H_{E0})] \quad (8)$$

式中: h_{n0} 、 h_{ml0} 、 h_{mr0} 分别为松弛状态下前起落架、左主起落架和右主起落架的长度; h_{np} 、 h_{mlp} 、 h_{mrp} 分别为静载状况下前起落架、左主起落架和右主起落架的长度; H_E 为无人机重心位置高度; H_{E0} 为无人机初始重心位置高度; a_n 、 a_m 分别为前起落架、主起落架到无人机重心位置的 x 向距离; b_w 为主轮距。

求解压缩速度时, 对于前起落架俯仰角速度 q 为负时为压缩行程, 正时为伸长行程。对于主起落架俯仰角速度 q 为负时为伸长行程, 正时为压缩行程。对于左主起滚转角速度 p 为负时为压缩行程, 正时为伸长行程; 对于右主起滚转角速度 p 为负时为伸长行程, 正时为压缩行程。压缩速度求解过程如下:

前起落架:

$$\begin{cases} V_n = qa & (q < 0) \\ V_n = 0 & (q \geq 0) \end{cases} \quad (9)$$

左主起落架:

$$\begin{cases} V_{ml} = qa_m - \frac{b_w}{2} p & (q > 0, p < 0) \\ V_{ml} = 0 & (q \leq 0, p \geq 0) \end{cases} \quad (10)$$

右主起落架:

$$\begin{cases} V_{mr} = qa_m + \frac{b_w}{2} p & (q > 0, p > 0) \\ V_{mr} = 0 & (q \leq 0, p \leq 0) \end{cases} \quad (11)$$

3.2 侧向力

对于刚性轮胎, 采用前轮纠偏的方法来控制无

人机航向,前轮的控制输入偏转量为 ϵ ,即为前轮平面相对机体的偏转角。当前机轮有偏转量 ϵ 时,飞机真正瞬时转动中心由 O' 点移至 O 点,转弯半径减小。在飞机绕瞬时转动中心 O' 转动时,作用于前、主轮的侧向力与飞机转动离心力同时存在且相互平衡^[16]。地面受力分析示意图如图2所示,其中 θ_n 为前轮速度方向 V_n 与机体 Ox 轴的夹角; $\beta_n, \beta_{ml}, \beta_{mr}$ 分别为前轮、左主轮和右主轮速度方向(V_n, V_{ml}, V_{mr})与前轮平面的夹角。

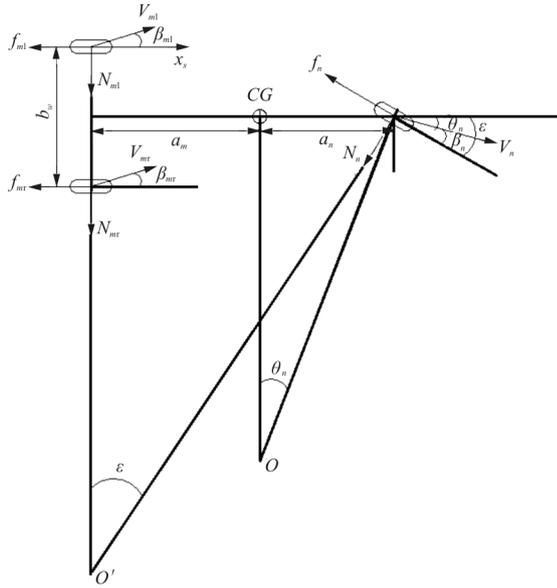


图2 地面受力分析示意图

Fig. 2 The schematic diagram of ground stress analysis

$$\theta_n = \arctan\left(-\frac{V_{ys} + ra_n}{V_{xs}}\right) \quad (12)$$

$$\beta_n = \epsilon - \theta_n \quad (13)$$

$$\beta_{ml} = \arctan\left(\frac{-ra_m + V_{ys}}{r\frac{b_w}{2} + V_{xs}}\right) \quad (14)$$

$$\beta_{mr} = \arctan\left(\frac{-ra_m + V_{ys}}{-r\frac{b_w}{2} + V_{xs}}\right) \quad (15)$$

式中: $[V_{xs}, V_{ys}, V_{zs}]^T$ 为地速 $[V_{xg}, V_{yg}, V_{zg}]^T$ 在稳定坐标轴中的分量, $[V_{xs}, V_{ys}, V_{zs}]^T = \mathbf{M}_{sg}[V_{xg}, V_{yg}, V_{zg}]^T$, \mathbf{M}_{sg} 为地轴到稳定轴系的转换矩阵。

侧向力与侧偏角的关系是一个非线性超越函数,在侧偏角较小的情况下,侧向力与侧偏角存在以下线性关系^[10,17]。

$$N_n = K_{\beta n}\beta_n \quad (16)$$

$$N_{ml} = K_{\beta ml}\beta_{ml} \quad (17)$$

$$N_{mr} = K_{\beta mr}\beta_{mr} \quad (18)$$

式中: N_n, N_{ml}, N_{mr} 分别为前轮、左主轮和右主轮的侧向力; $K_{\beta n}, K_{\beta ml}, K_{\beta mr}$ 分别为前轮、左主轮和右主轮的侧偏刚度。

3.3 摩擦力

摩擦力是支撑力与摩擦系数(结合系数) μ 的乘积。前轮、左右主轮与地面的摩擦系数为 $\mu_n, \mu_{ml}, \mu_{mr}$,各机轮受到的摩擦力分别为

$$f_n = \mu_n P_n \quad (19)$$

$$f_{ml} = \mu_{ml} P_{ml} \quad (20)$$

$$f_{mr} = \mu_{mr} P_{mr} \quad (21)$$

3.4 机体轴下的作用力与力矩

稳定轴系下前轮、左右主轮的地面受力为

$$\mathbf{F}_{ns} = \begin{bmatrix} F_{nxs} \\ F_{nys} \\ F_{nzs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f_n \cos\epsilon - N_n \sin\epsilon \\ N_n \cos\epsilon - f_n \sin\epsilon \\ -P_{gn} \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$\mathbf{F}_{mls} = \begin{bmatrix} F_{mlxs} \\ F_{mlys} \\ F_{mlzs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f_{ml} \\ N_{ml} \\ -P_{gml} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$\mathbf{F}_{mrs} = \begin{bmatrix} F_{mrxs} \\ F_{mrys} \\ F_{mrzs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f_{mr} \\ N_{mr} \\ -P_{gmr} \end{bmatrix} \quad (24)$$

将稳定轴作用力向机体轴转换,其中 \mathbf{M}_{bs} 为稳定轴到机体轴的转换矩阵。

$$\mathbf{F}_{nb} = \mathbf{M}_{bs}\mathbf{F}_{ns} \quad (25)$$

$$\mathbf{F}_{mlb} = \mathbf{M}_{bs}\mathbf{F}_{mls} \quad (26)$$

$$\mathbf{F}_{mr} = \mathbf{M}_{bs}\mathbf{F}_{mrs} \quad (27)$$

地面作用力绕机体轴的力矩表示为

$$\mathbf{M}_{nb,mlb,mr} = \begin{bmatrix} M_{nbx,mlbx,mrbx} \\ M_{nby,mlby,mrby} \\ M_{nbz,mlbz,mrbz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta X_{n,ml,mr} \\ \Delta Y_{n,ml,mr} \\ \Delta Z_{n,ml,mr} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} F_{nbx,mlbx,mrbx} \\ F_{nby,mlby,mrby} \\ F_{nbz,mlbz,mrbz} \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$\begin{cases} \Delta X_{n,ml,mr} = X_{n,ml,mr} - X_{CG} \\ \Delta Y_{n,ml,mr} = Y_{n,ml,mr} - Y_{CG} \\ \Delta Z_{n,ml,mr} = Z_{n,ml,mr} - Z_{CG} \end{cases} \quad (29)$$

前轮、左主轮、右主轮在机体坐标轴坐标分别为 $(X_n, Y_n, Z_n), (X_{ml}, Y_{ml}, Z_{ml}), (X_{mr}, Y_{mr}, Z_{mr})$,在这里简写为: $X_{n,ml,mr}, Y_{n,ml,mr}, Z_{n,ml,mr}$ 。 $\mathbf{M}_{nb}, \mathbf{M}_{mlb},$

M_{mr} 分别为前轮、左主轮、右主轮绕机体轴的力矩,在这里简称为 $M_{nb,mlb,mir}$ 。飞机重心位置为 $P_{CG} = (X_{CG}, Y_{CG}, Z_{CG})$

4 气动力、重力、推力与力矩

地面滑跑使用的气动特性考虑了地面效应对气动特性的影响。气动力、重力、推力在机体轴的分解量为^[18-19]

$$F = M_{ba} \begin{bmatrix} -D \\ Y \\ -L \end{bmatrix} + M_{bg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T \cos \Psi_e \\ 0 \\ -T \sin \Psi_e \end{bmatrix} \quad (30)$$

式中: M_{ba} 、 M_{bg} 分别为气流轴系、地轴系到机体轴系的转换矩阵; Ψ_e 为发动机安装角。

气动力、推力绕机体轴的力矩为

$$M = \begin{bmatrix} 0.5\rho V^2 S b C_l \\ 0.5\rho V^2 S C_A C_m + T Z_T \\ 0.5\rho V^2 S b C_n \end{bmatrix} \quad (31)$$

式中: Z_T 为发动机推力线到重心的距离。

5 仿真结果与分析

针对某轮式起降无人机,其起飞重量 350 kg,停机角 1° ,由海平面高度滑跑起飞,沿滑跑航线开始滑行,根据其起落架减震器的几何特性和机械特性模拟地面传递给无人机的作用力,当无人机加速至抬前轮速度时无人机前轮抬起,加速至离地速度时无人机离地进入爬升阶段,开始定姿态定速爬升,此时姿态角指令为 12° ,速度指令为 150 km/h。由 Matlab/Simulink 仿真平台得到的仿真结果如图 3~图 9 所示。由仿真结果分析得到:

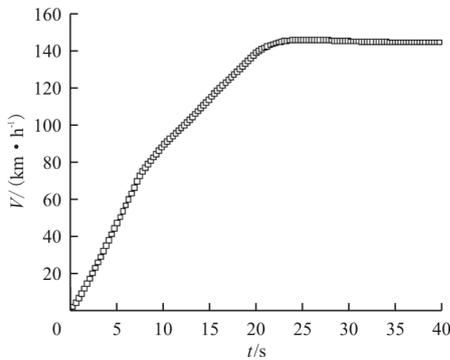


图 3 速度变化仿真曲线
Fig. 3 Velocity change simulation curve

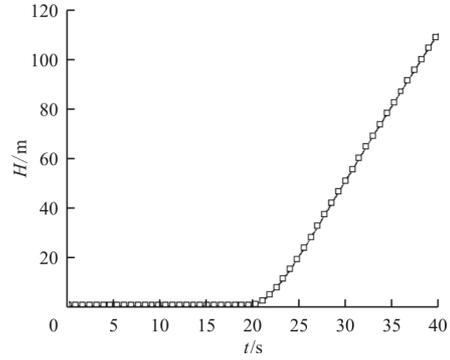


图 4 高度变化仿真曲线
Fig. 4 Height change simulation curve

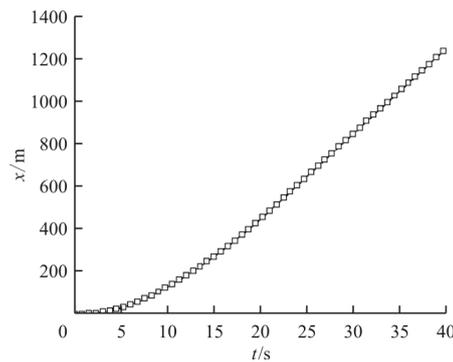


图 5 x 向距离变化仿真曲线
Fig. 5 x direction distance change simulation curve

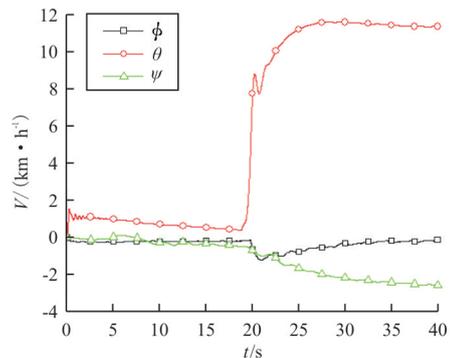


图 6 欧拉角变化仿真曲线
Fig. 6 Euler angle change simulation curve

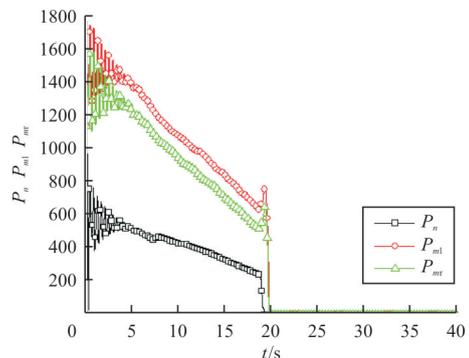


图 7 支撑力变化仿真曲线
Fig. 7 Support force change simulation curve

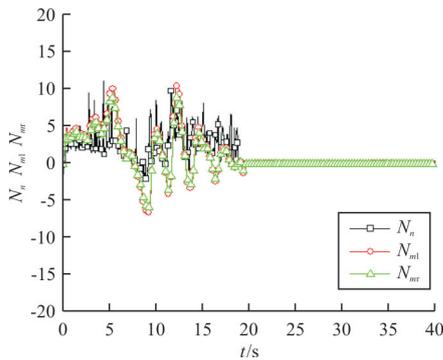


图8 侧向力变化仿真曲线

Fig. 8 Side force change simulation curve

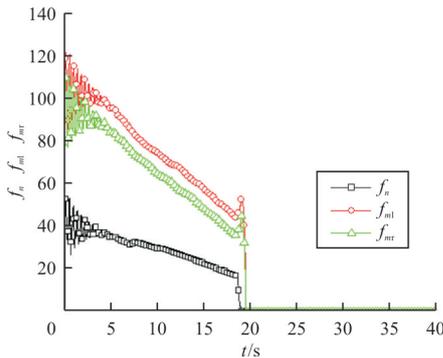


图9 摩擦力变化仿真曲线

Fig. 9 Friction force change simulation curve

从图3可以看出:无人机的抬前轮速度为134 km/h,离地速度为140 km/h,稳定爬升速度为146 km/h。

从图4~图5可以看出:无人机爬升5 s后达到20 m安全高度,爬升20 s后达到110 m安全高度;起飞滑跑距离约为400 m。

从图6可以看出:地面滑跑阶段无人机俯仰角约 1° 左右,在前轮离地后俯仰角开始增大,在主轮离地时达到 8° ,进入爬升阶段后俯仰角继续增大,稳定爬升俯仰角为 11.5° ;在控制系统作用下横航向姿态保持良好,偏离角度很小。

从图7~图9可以看出:无人机由静止状态开始运动,发动机推力和地面作用力产生力矩,同时随着速度的增加气动力矩增大,由此造成俯仰力矩不平衡,从而导致无人机纵向姿态的小幅振荡,因此支撑力在5 s内有小幅波动,在起落架缓冲器阻尼作用下,波动逐渐减小,直至消除;无人机在滑跑过程中19 s时刻抬起前轮,20 s时刻三轮离地,即两轮滑跑过程非常短暂,在两轮滑跑过程中主轮支

撑力有明显的增大突变;滑跑过程侧向力变化幅度较小,无人机未偏离滑跑航线;由于采取前轮纠偏的方式控制航向而未采取主轮刹车的控制方式,因此摩擦力变化形式与支撑力相似。

6 结论

(1) 本文根据起落架的机械特性和几何关系将起落架等效为一个弹簧阻尼系统,详细地模拟地面和无人机之间的相互作用。集成无人机本体、起落架、发动机、舵机等模型,得到适用于无人机滑跑起飞阶段动力学研究的仿真平台,完整地模拟滑跑起飞全过程。

(2) 采用该仿真平台,分析某轮式起降无人机滑跑起飞过程中各项参数。由仿真结果得出该无人机抬前轮速度与离地速度非常接近,即抬前轮后瞬间主轮离地,进入爬升状态。同时爬升速度与离地速度也比较接近,即无人机保持较低速度的爬升。滑跑过程无人机横航向姿态变化很小;纵向姿态的缓慢减小可以看出无人机在压着机头滑跑,使得前轮充分与跑道接触,更有利于无人机的航向控制。由支撑力仿真结果亦可以看出滑跑过程中在大油门推力作用下无人机快速增速,升力迅速增加。离地后无人机在较短的时间内可以达到安全高度。

(3) 后续研究中,可以在平台内加入风场模型,模拟滑跑过程无人机的抗风能力。同时,关注跑道状况,考虑跑道污染物的影响,更好地完善仿真平台。

参考文献

- [1] Rodney Hanke C. The simulation of a large jet transport aircraft[R]. NASA-CR-1756, 1971.
- [2] Barnes A G, Yager T J. Simulation of aircraft behavior and close to the ground[R]. AGARD-AG-285, 1985.
- [3] Pi W S, Yamane J R, Smith M J C. Generic aircraft ground operation simulation[C]. AIAA-86-0989, 1986.
- [4] Alan Shepherd, Tyrone Catt, David Cowling. The simulation of aircraft landing gear dynamics[C]//18th ICAS-92-1. 7.1, 1992.
- [5] Krüger W, Besselink I, Cowlig D, et al. Aircraft landing gear dynamics: simulation and control[J]. Vehicle System Dynamics, 1997, 28(2/3): 119-158.
- [6] Barnes A G, Yager T J. Enhancement of aircraft ground handling simulation capability [R]. AGARD-AG-333,

- 2000.
- [7] Phil Evans, Mario G Perhinschi, Steven Mullins. Modeling and simulation of a tricycle landing gear at normal and abnormal conditions [C]. AIAA-2010-7618, 2010.
- [8] 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.
Duan Songyun. Modeling of a unmanned vehicle during take-off/landing and flight dynamics simulation[D]. Beijing: Tsinghua University, 2004. (in Chinese)
- [9] 王鹏, 周洲. 飞翼无人机着陆滑跑建模和控制仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2011, 23(1): 118-122.
Wang Peng, Zhou Zhou. Study of modeling and control simulation for flying-wing UAV in ground motion during landing[J]. Journal of System Simulation, 2011, 23(1): 118-122. (in Chinese)
- [10] 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): 6759-6762.
Zhang Hualiang, Zhou Zhou. Modeling and direction controlling for flying-wing UAV in ground motion[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(24): 6759-6762. (in Chinese)
- [11] 马松辉, 吴成富, 王鹏. 基于 Simulink 的无人机空中地面一体化建模方法研究[J]. 系统仿真学报, 2011, 23(4): 838-842.
Ma Songhui, Wu Chengfu, Wang Peng. Research of UAV integrative in air-on ground modeling based on simulink[J]. Journal of System Simulation, 2011, 23(4): 838-842. (in Chinese)
- [12] 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. (in Chinese)
- [13] Phill Evans, Mario G Perhinschi, Steven Mullins. Modeling and simulation of a tricycle landing gear at normal and abnormal conditions [C] // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. 2010: 1-20.
- [14] 刘世前. 现代飞机飞行动力学与控制[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
Liu Shiqian. Flight dynamics and control of modern aircrafts [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014. (in Chinese)
- [15] 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.
Chen Licheng. Research on ground modeling of tricycle landing gear UAV [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [16] 《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.
General editorial board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [17] 李峰, 曹云峰, 曹美文. 某型无人机着陆过程中地面滑行段的建模与仿真[J]. 指挥控制与仿真, 2006, 28(2): 91-94.
Li Feng, Cao Yunfeng, Cao Meiwen. Modeling and simulation for a UAV in ground motion during landing[J]. Command Control & Simulation, 2006, 28(2): 91-94. (in Chinese)
- [18] 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 taxiing and takeoff[J]. Science Technology and Engineering, 2007, 7(13): 3198-3201. (in Chinese)
- [19] 段镇, 高九州, 贾宏光, 等. 无人机滑跑线性化建模与增益调节纠偏控制 [J]. 光学精密工程, 2014, 22(6): 1507-1516.
Duan Zhen, Gao Jiuzhou, Jia Hongguang, et al. Linearized modeling and gain scheduling control for UAV taxiing[J]. Optics and Precision Engineering, 2014, 22(6): 1507-1516. (in Chinese)

作者简介:

张琳(1984—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体气动设计、动力学仿真。

龚喜盈(1980—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体气动设计、动力学仿真。

庞俊锋(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器结构设计、动力学仿真。

(编辑:赵毓梅)