

轮式无人机地面滑跑模型的建立

王程坤, 李秀娟

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 211100)

摘要: 无人机地面滑跑模型的建立是起飞、着陆阶段地面滑跑控制律设计及实时系统仿真开发的基础。建立某轮式无人机的起落架模型和轮胎模型,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,在无人机滑跑时,对两部分进行动力学分析,建立无人机的地面滑跑模型,并对无人机地面滑跑模型进行加速和减速滑跑的仿真测试,最终的仿真结果表明模型正确。

关键词: 无人机; 地面滑跑模型; 动力学分析; 仿真测试

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2017)02-0089-06

Establishment of Taxiing Model for a Wheeled UAV

WANG Cheng-kun, LI Xiu-juan

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China)

Abstract: The establishment of taxiing model for the Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is the basis for control law design and real-time simulation system development of the UAV's taxiing in take-off and landing. We established the landing gear model and tire model of a wheeled UAV. The quality of UAV was divided into elastic support quality and rigid support quality. Analysis was made to the dynamic characteristics of the two parts in the UAV's taxiing phase, and the taxiing model of a wheeled UAV was established. Simulation tests of accelerated taxiing (take-off) and decelerated taxiing (landing) were made to the model, and the result show that the model is correct.

Key words: UAV; taxiing model; dynamics analysis; simulation testing

0 引言

无人机地面模型的建立和仿真测试对指导无人机地面运动具有重要的作用。无人机空中段模型可以根据风洞实验得到准确的数据,而地面模型需要大量的滑跑测试来获取数据。无人机滑跑、起飞及着陆阶段的动力学特性相比于空中飞行阶段有很大的不同^[1],在该阶段无人机受到强烈的地面作用,空气动力特性变化较大,起落架受到地面支撑力的作用,轮胎与地面之间存在摩擦力和侧向力。为保障无人机地面滑行的安全,建立比较精准的无人机地面滑跑模型显得尤为重要。

1 研究对象和基本假设

本文的研究对象为国内某无人机,常规的气动布局,前三点式支柱起落架,前轮不可偏转;采用V尾4片舵面联动的模式实现升降舵和方向舵的功能,采用4

片气动操纵面差动操作实现副翼功能。无人机的后视图与俯视图如图1所示。

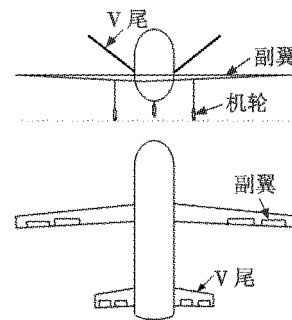


图1 无人机后视图和俯视图

Fig.1 The back view and top view of the UAV

为建模方便,定义一个稳定坐标系 Ox, Y, Z_s , 原点取在飞机重心处, Ox_s 轴与速度在对称平面的投影方向一致; OZ_s 处于对称平面内并垂直于 Ox_s 轴, 指向下方; OY_s 垂直于 X_s, OZ_s 平面, 指向右方。

在进行动力学分析时,做如下假设^[2]: 1) 将飞机机体视为刚体, 不考虑飞机弹性的影响, 且质量为常数; 2) 地面为惯性参考系, 忽略地球自转和公转的影响, 即

视地球为静止的;3)忽略地球曲率,采用“平板地球假设”;4)由于研究无人机在地面滑跑的情况,高度变化不大,可以近似假设滑跑期间重力加速度 g 为恒值;5)飞机是左右对称的面对称形体,几何外形和内部质量分布均对称,即惯性积 $I_{xy} = I_{yz} = 0$ 。

2 动力学分析

无人机在地面滑跑阶段受到如下外力:地面对起落架的支撑力;地面对轮胎的摩擦力和侧向力;无人机的重力;发动机的推力和空气动力。

2.1 地面对起落架的支撑力

样例无人机为支柱式起落架,在气体等温压缩的条件下,可以将起落架的数学模型简化为质量弹簧阻尼系统^[3-4],简化的起落架模型如图 2 所示。

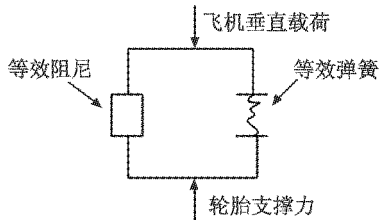


图 2 简化的起落架模型

Fig. 2 The simplified gear model

起落架的受力应遵循质量弹簧阻尼系统的数学关系式,即

$$F_s = K_g Z_1 + C_g \dot{Z}_1 \quad (1)$$

式中: F_s 为起落架对机体的支撑力; K_g 为起落架等效弹簧刚度; C_g 为起落架等效阻尼系数; Z_1 为起落架的压缩量; \dot{Z}_1 为起落架的压缩速率。

通过建立的起落架模型的数学关系式可以分别求得各个起落架对机体的支撑力,设前起落架和左右主起落架对机体的支撑力分别为 F_{sn} , F_{sml} 和 F_{smr} 。

以地面坐标系为参考系,起落架对机体的支撑力为

$$F_s = [F_{sx} \ F_{sy} \ F_{sz}]^T = [0 \ 0 \ -(F_{sn} + F_{sml} + F_{smr})]^T \quad (2)$$

式中, F_{sx} , F_{sy} 和 F_{sz} 分别为起落架的支撑力在地面坐标系中的各轴向分量。

以机体坐标系为参照系,起落架对机体的支撑力矩为

$$M_{F_s} = \begin{bmatrix} M_{F_{s,x}} \\ M_{F_{s,y}} \\ M_{F_{s,z}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (F_{sml} - F_{smr}) \cdot b_w / 2 \\ F_{sn} \cdot a_n - (F_{sml} + F_{smr}) \cdot a_m \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: b_w 为主轮距; a_n 为前轮到飞机重心投影的水平距离; a_m 为主轮到飞机重心投影的水平距离; $M_{F_{s,x}}$, $M_{F_{s,y}}$ 和 $M_{F_{s,z}}$ 分别为起落架支撑力矩在机体坐标系中各轴向的分量。

2.2 地面对轮胎的摩擦力和侧向力

样例无人机的轮胎在气体等温压缩的条件下,同样可以等效为质量弹簧阻尼系统。轮胎所受力的数学模型为

$$N = K_\delta \Delta \delta + C_\delta \Delta \dot{\delta} \quad (4)$$

式中: N 为地面对轮胎的支撑力; K_δ 为轮胎的等效刚度系数; C_δ 为轮胎的等效阻尼系数; $\Delta \delta$ 为轮胎压缩量; $\Delta \dot{\delta}$ 为轮胎的压缩速率。

通过建立的轮胎模型的数学关系式可以分别求得地面对各个轮胎的支撑力,设地面对飞机前轮、左主轮以及右主轮的支撑力分别为 P_n , P_{ml} 和 P_{mr} 。

地面对轮胎的纵向摩擦力可以表示为地面对轮胎的支撑力与纵向摩擦系数的乘积。

在干燥路面条件下,纵向摩擦系数的求解基于轮胎的滑移率为

$$\lambda = \frac{v_{sx} - v_l}{v_{sx}} \quad (5)$$

式中: λ 为轮胎的滑移率; v_{sx} 为飞机的纵向速度; v_l 为机轮的转动线速度。

基于轮胎滑移率的纵向摩擦系数的求解算式^[5]为

$$\mu = \tilde{D} \cdot \sin[C \cdot \arctan(B \cdot \lambda)] \quad (6)$$

式中: μ 为轮胎的纵向摩擦系数; \tilde{D} 为峰值因子; C 为波形因子; B 为刚度因子,具体可参考文献[3]中的魔术公式。样例无人机在干燥路面上,纵向摩擦系数与轮胎滑移率的表达式^[6]为

$$\mu = 0.8 \sin(1.5344 \arctan(14.032 \lambda)) \quad (7)$$

设飞机左、右主轮和前轮胎与地面之间的纵向摩擦系数分别为 μ_{ml} , μ_{mr} 和 μ_n , 飞机左、右主轮和前轮胎受到地面的纵向摩擦力分别为 Q_{ml} , Q_{mr} 和 Q_n 。则轮胎受到的地面摩擦力分别为

$$Q_n = \mu_n P_n \quad (8)$$

$$Q_{ml} = \mu_{ml} P_{ml} \quad (9)$$

$$Q_{mr} = \mu_{mr} P_{mr} \quad (10)$$

地面对轮胎的侧向摩擦力可以表示为地面对轮胎的支撑力与侧向摩擦系数的乘积。

为了建立轮胎与地面之间的侧向摩擦系数模型,必须求出轮胎在地面上运动时的机轮侧偏角。轮胎的行驶方向与轮胎平面中心线之间的夹角称为轮胎的侧偏角,定义轮胎的行驶方向位于轮胎平面右边时机轮的侧偏角为正。各轮胎的侧偏角如图 3 所示。

在稳定坐标系中,将地速 V_g 分解得

$$M_{sg} V_g = [v_{sx} \ v_{sy} \ v_{sz}] \quad (11)$$

式中: v_{sx} , v_{sy} 和 v_{sz} 分别为飞机地速在稳定坐标系中沿各坐标轴的分量; M_{sg} 为地面坐标系转换到稳定坐标系的转换矩阵。

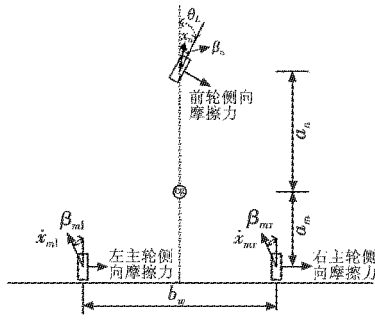


图 3 各轮胎侧偏角示意图

Fig. 3 The tire side-slip angle

对于主轮, 由于其在机体坐标系中的偏转角 θ_L 始终为零, 左主轮的侧偏角 β_{ml} 和右主轮侧偏角 β_{mr} 可分别由地速 V_g 在稳定坐标轴的分量计算。

左主轮侧偏角为

$$\beta_{ml} = \arctan\left(\frac{v_{sy} - r \cdot a_m}{v_{sx} + r \cdot b_w/2}\right) \quad (12)$$

右主轮侧偏角为

$$\beta_{mr} = \arctan\left(\frac{v_{sy} - r \cdot a_m}{v_{sx} - r \cdot b_w/2}\right) \quad (13)$$

样例无人机的前轮不可偏转, 则前轮侧偏角为

$$\beta_n = \arctan\left(\frac{v_{sy} + r \cdot a_m}{v_{sx}}\right) \quad (14)$$

根据轮胎的侧偏角求解轮胎与地面之间的侧向摩擦系数, 即

$$\mu_\psi = \frac{K_\beta \psi}{\mu_{\max} N} \quad (15)$$

式中: μ_ψ 为轮胎的侧向摩擦系数; μ_{\max} 为最大侧向摩擦系数; N 为轮胎的支撑力; K_β 为轮胎的侧偏刚度; ψ 为轮胎的侧偏角。

设飞机前、左和右轮胎与地面之间的侧向摩擦系数分别为 μ_{ψ_n} , $\mu_{\psi_{ml}}$ 和 $\mu_{\psi_{mr}}$, 飞机前、左和右轮胎受到地面的侧向摩擦力分别为 F_n , F_{ml} 和 F_{mr} 。则轮胎受到地面的侧向摩擦力分别为

$$F_n = \mu_{\psi_n} P_n \quad (16)$$

$$F_{ml} = \mu_{\psi_{ml}} P_{ml} \quad (17)$$

$$F_{mr} = \mu_{\psi_{mr}} P_{mr} \quad (18)$$

以稳定坐标系为参考系, 地面作用在飞机轮胎上的合力为

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} P_{fx} \\ P_{fy} \\ P_{fz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_n \sin \theta_L - Q_n \cos \theta_L - Q_{ml} - Q_{mr} \\ F_n \cos \theta_L - Q_n \sin \theta_L + F_{ml} + F_{mr} \\ -(P_n + P_{ml} + P_{mr}) \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中, P_{fx} , P_{fy} 和 P_{fz} 分别为地面对各个轮胎作用的合力在稳定坐标系中的分量。

以机体坐标系为参照系, 地面作用在机轮上的力矩为

$$\mathbf{M}_f = \begin{bmatrix} M_{fx} \\ M_{fy} \\ M_{fz} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} -(F_n \cos \theta_L - Q_n \sin \theta_L) \cdot h_1 - (F_{ml} + F_{mr}) \cdot h_2 + 1/2 \cdot (P_{ml} - P_{mr}) \cdot b_w \\ -(F_n \sin \theta_L + Q_n \cos \theta_L) \cdot h_1 - (Q_{ml} + Q_{mr}) \cdot h_2 + P_n a_n - (P_{ml} + P_{mr}) \cdot a_m \\ -(F_{ml} + F_{mr}) \cdot a_m + (F_n \cos \theta_L - Q_n \sin \theta_L) \cdot a_n + 1/2 \cdot (Q_{mr} - Q_{ml}) \cdot b_w \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中: h_1 为前轮胎到飞机水平基准线的距离; h_2 为主轮胎到飞机水平基准线的距离; M_{fx} , M_{fy} 和 M_{fz} 分别为地面对各轮胎作用的合力矩在机体坐标系中的各分量。地面作用在飞机机体上的作用力为轮胎和起落架的合力, 地面作用在机体上的力矩为轮胎和起落架的总力矩。

因此, 在地面坐标系中, 地面对飞机的合力为

$$\mathbf{F}_t = [F_{tx} \ F_{ty} \ F_{tz}]^T = \mathbf{F}_s + \mathbf{M}_{gs} \mathbf{f}_1 \quad (21)$$

式中: F_{tx} , F_{ty} 和 F_{tz} 分别为地面对飞机作用的合力在地面坐标系中的各分量; F_s 为起落架对飞机的支撑力; \mathbf{f}_1 为经过起落架传递的地面对飞机作用的摩擦力。

$$\mathbf{f}_1 = \begin{bmatrix} P_{fx} \\ P_{fy} \\ P_{fz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_n \sin \theta_L - Q_n \cos \theta_L - Q_{ml} - Q_{mr} \\ F_n \cos \theta_L - Q_n \sin \theta_L + F_{ml} + F_{mr} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

在机体坐标系中, 地面对飞机的力矩为

$$\mathbf{M}_t = [M_{tx} \ M_{ty} \ M_{tz}]^T = \mathbf{M}_{F_s} + \mathbf{M}_{f_1} \quad (23)$$

式中: M_{tx} , M_{ty} 和 M_{tz} 分别为地面对飞机作用的合力矩在机体坐标系中的各分量; \mathbf{M}_{F_s} 为起落架对飞机作用的支撑力矩; \mathbf{M}_{f_1} 为经过起落架传递的地面对飞机作用的摩擦力矩。

$$\mathbf{M}_{f_1} = \begin{bmatrix} M_{fx} \\ M_{fy} \\ M_{fz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(F_n \cos \theta_L - Q_n \sin \theta_L) \cdot h_1 - (F_{ml} + F_{mr}) \cdot h_2 \\ -(F_n \sin \theta_L + Q_n \cos \theta_L) \cdot h_1 - (Q_{ml} + Q_{mr}) \cdot h_2 \\ -(F_{ml} + F_{mr}) \cdot a_m + (F_n \cos \theta_L - Q_n \sin \theta_L) \cdot a_n \end{bmatrix} \quad (24)$$

2.3 无人机的重力

无人机所受的重力, 在地面坐标系下表示为

$$\mathbf{G} = [0 \ 0 \ mg]^T \quad (25)$$

由于重力的作用线通过飞机重心, 所以重力相对于飞机重心产生的力矩为零。

2.4 发动机的推力

发动机对无人机的推力, 在机体坐标系下表示为

$$\mathbf{T} = [P_{Tx} \ P_{Ty} \ P_{Tz}]^T = [T \cos \varphi_p \ 0 \ -T \sin \varphi_p]^T \quad (26)$$

式中: P_{Tx} , P_{Ty} 和 P_{Tz} 分别为发动机推力在机体坐标轴三轴方向上的分量; φ_p 为发动机的安装角。

由发动机推力产生的力矩, 在机体坐标系下表示为

$$\mathbf{M}_T = [M_{Tx} \ M_{Ty} \ M_{Tz}]^T = [0 \ -T \cdot Z_l \ 0]^T \quad (27)$$

式中: M_{Tx} , M_{Ty} 和 M_{Tz} 分别为发动机推力产生的力矩在机体坐标系的三轴方向上的分量; Z_l 为飞机重心到发动机推力线的距离。

样例无人机的发动机安装角为零, 飞机重心到发动机推力线的距离为零。由此可得, \mathbf{M}_T 也为零。

2.5 空气动力

工程上,无人机受到的空气动力由试验得到的气动数据插值得到的力系数和力矩系数解算而来,由力和力矩系数解算空气动力的具体公式可参考文献[5]。

飞机所受的气动力,在速度坐标系下表示为

$$\mathbf{R} = [-D \quad Y \quad -L]^T \quad (28)$$

式中, D 、 Y 和 L 分别为气动阻力、侧力和升力。

飞机所受的气动力矩,在机体坐标系下表示为

$$\mathbf{M}_R = [L_{RM} \quad M_{RM} \quad N_{RM}]^T \quad (29)$$

式中, L_{RM} 、 M_{RM} 和 N_{RM} 分别为滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩。

由2.1节至2.5节的分析,以地面坐标系为参考系,无人机在地面滑跑过程中受到的合力为

$$\mathbf{F} = [F_x \quad F_y \quad F_z]^T = \mathbf{G} + \mathbf{M}_{gb}\mathbf{T} + \mathbf{M}_{ga}\mathbf{R} + \mathbf{M}_{gs}\mathbf{f}_1 \quad (30)$$

式中, F_x 、 F_y 和 F_z 分别为无人机在地面滑跑过程中受到的合力在地面坐标系中沿各轴方向上的分量。

在机体坐标系中,无人机受到的合力矩为

$$\mathbf{M} = [M_x \quad M_y \quad M_z]^T = \mathbf{M}_R + \mathbf{M}_{F_x} + \mathbf{M}_{F_y} \quad (31)$$

式中, M_x 、 M_y 和 M_z 分别为无人机在地面滑跑过程中受到的合力矩在地面坐标系中沿各轴方向上的分量。

3 轮式无人机地面滑跑模型

无人机的地面滑跑模型是一个多体运动模型,可分为3部分:无人机机体和机翼的运动、起落架缓冲支柱的运动、机轮的运动。无人机滑跑过程各部分力学作用关系如图4所示。

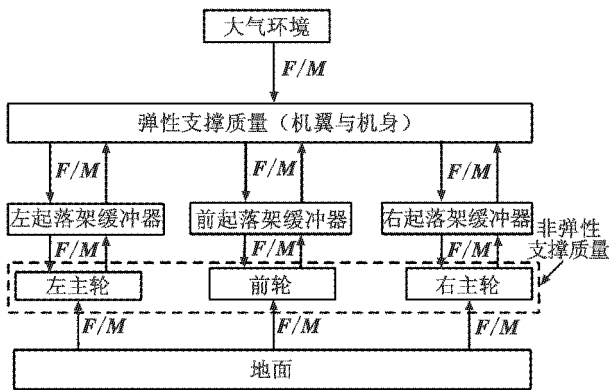


图4 无人机滑跑过程各部分力学作用关系

Fig. 4 Mechanics function relationship among the parts of the UAV in taxiing process

根据无人机各部分动力学特点,无人机的动力学模型可分为弹性支撑质量 m_e 与非弹性支撑质量 m_u 两个部分^[7]。

弹性支撑质量 m_e :起落架缓冲器空气弹簧的上部质量,包括飞机机身、机翼、尾翼、缓冲器外筒等质量,即起落架空气弹簧所支撑的质量。

非弹性支撑质量 m_u :起落架空气弹簧下部的质量,包括缓冲器活塞杆、刹车装置、轮胎等质量,即非空气弹簧所支撑的质量。

3.1 弹性支撑质量模型

根据3节求出的合力 \mathbf{F} 和力矩 \mathbf{M} ,由牛顿第二定律,无人机在地面滑跑时的动力学方程为

$$\mathbf{F} = [F_x \quad F_y \quad F_z]^T = m \frac{d\mathbf{V}}{dt} = m \left[\frac{dv_x}{dt} \quad \frac{dv_y}{dt} \quad \frac{dv_z}{dt} \right]^T \quad (32)$$

$$\mathbf{M} = [M_x \quad M_y \quad M_z]^T = m \frac{d\mathbf{L}}{dt} = m \left[\frac{dL_x}{dt} \quad \frac{dL_y}{dt} \quad \frac{dL_z}{dt} \right]^T \quad (33)$$

将式(30)、式(31)代入式(32)、式(33)中得到力学方程组为

$$\begin{cases} \dot{v}_x = (-Dm_{11} + Ym_{12} - Lm_{13} + P_{f_x}\cos\psi - P_{f_y}\sin\psi + P_{T_x}\cos\theta_s\cos\psi + P_{T_z}\sin\theta_s\cos\psi)/m_s \\ \dot{v}_y = (-Dm_{21} + Ym_{22} - Lm_{23} + P_{f_x}\sin\psi - P_{f_y}\cos\psi + P_{T_x}\cos\theta_s\sin\psi + P_{T_z}\sin\theta_s\sin\psi)/m_s \\ \dot{v}_z = (-Dm_{31} + Ym_{32} - Lm_{33} + m_s g + F_{sz} - P_{T_x}\sin\theta_s + P_{T_z}\cos\theta_s)/m_s \end{cases} \quad (34)$$

式中, m_{ij} 为速度坐标系向地面坐标系变换的矩阵中的元素。

力矩方程组为

$$\begin{cases} M_x = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz} \\ M_y = \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} \\ M_z = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) - qrI_{xz} \end{cases} \quad (35)$$

角运动方程组为

$$\begin{cases} \dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \\ \dot{\phi} = p + (r\cos\phi + q\sin\phi)\tan\theta \\ \dot{\psi} = (r\cos\phi + q\sin\phi)/\cos\theta \end{cases} \quad (36)$$

导航方程组为

$$\begin{cases} \dot{x} = v_x \\ \dot{y} = v_y \\ \dot{z} = -v_z \end{cases} \quad (37)$$

由式(34)~式(37)构成了无人机在地面滑跑过程中弹性支撑力量的运动数学模型。

3.2 非弹性支撑质量模型

无人机的非弹性支撑质量受到的力有起落架的压力 F_s 和地面支撑力 N 。只考虑非弹性支撑质量垂直方向上的运动,由牛顿第二定律得

$$\begin{cases} \dot{V}_{un} = (F_{sn} + m_{un}g - P_n)/m_{un} \\ \dot{V}_{uml} = (F_{sml} + m_{uml}g - P_{ml})/m_{uml} \\ \dot{V}_{umr} = (F_{smr} + m_{umr}g - P_{mr})/m_{umr} \end{cases} \quad (38)$$

式中: V_{un} 、 V_{uml} 和 V_{umr} 分别是前轮胎、左轮胎和右轮胎的压缩速率; m_{un} 、 m_{uml} 和 m_{umr} 分别是前轮胎、左轮胎和右轮胎的质量,在模型中 $m_{un} = m_{uml} = m_{umr} = m_u/3$ 。

轮胎的各个压缩长度算式为

$$\begin{cases} \dot{z}_{un} = -V_{un} \\ \dot{z}_{uml} = -V_{uml} \\ \dot{z}_{umr} = -V_{umr} \end{cases} \quad (39)$$

式中, z_{un} , z_{uml} 和 z_{umr} 分别是前轮胎、左轮胎和右轮胎的压缩长度。

式(38)和式(39)构成了轮式无人机在地面滑跑时非弹性支撑质量的运动数学模型。

3节建立的弹性支撑质量模型和非弹性支撑质量模型构成了轮式无人机在地面滑跑时的动力学模型。

3.3 起落架和轮胎的压缩量

无人机停机时,飞机的速度为零,轮胎在飞机停机时的压缩量为

$$\begin{cases} \delta_n = p_n / K_{\delta n} \\ \delta_{ml} = p_{ml} / K_{\delta ml} \\ \delta_{mr} = p_{mr} / K_{\delta mr} \end{cases} \quad (40)$$

式中, $K_{\delta n}$, $K_{\delta ml}$ 和 $K_{\delta mr}$ 分别为前轮胎、左主轮胎和右主轮胎的等效弹簧刚度。

停机时,起落架缓冲器的压缩量为

$$\begin{cases} \delta_{sn} = \frac{P_n - m_{un}g}{K_n} \\ \delta_{sml} = \frac{P_{ml} - m_{uml}g}{K_{ml}} \\ \delta_{smr} = \frac{P_{mr} - m_{umr}g}{K_{mr}} \end{cases} \quad (41)$$

式中, K_n , K_{ml} 和 K_{mr} 分别为前起落架缓冲器、左起落架缓冲器和右起落架缓冲器的等效弹簧刚度。

无人机在地面滑跑时,飞机的状态量不断变化,其中 v_x , v_y 和 v_z 为飞机在地面坐标系下的速度分量; p , q 和 r 分别表示飞机的滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度; φ , θ 和 ψ 分别表示飞机的滚转角、俯仰角和偏航角。

飞机滑跑时轮胎的压缩量为

$$\begin{cases} \delta_n = z_{un0} - z_{un} \\ \delta_{ml} = z_{uml0} - z_{uml} \\ \delta_{mr} = z_{umr0} - z_{umr} \end{cases} \quad (42)$$

飞机滑跑时3个起落架的压缩量为

$$\begin{cases} \delta_{sn} = z_{s,n0} - (z_n - z_{un}) \\ \delta_{sml} = z_{s,m0} - (z_{ml} - z_{uml}) \\ \delta_{smr} = z_{s,mr0} - (z_{mr} - z_{umr}) \end{cases} \quad (43)$$

4 地面模型的仿真

为了验证建立的无人机地面模型加速滑跑过程的正确性^[8-9],发动机推力 T 赋值为最大推力,无人机初始速度为零,无人机起始加速滑跑时侧向位移 y 和偏航角 ψ 均为零;对无人机不加任何纠偏控制;断开方向

舵和副翼控制,方向舵和副翼的偏角为零。仿真0~30 s内无人机在跑道上加速滑跑过程中侧向位移 y 、侧向速度 v_y 、偏航角 ψ 、偏航角速度 r 、指示空速 V 和侧滑角 β 的变化趋势如图5所示。

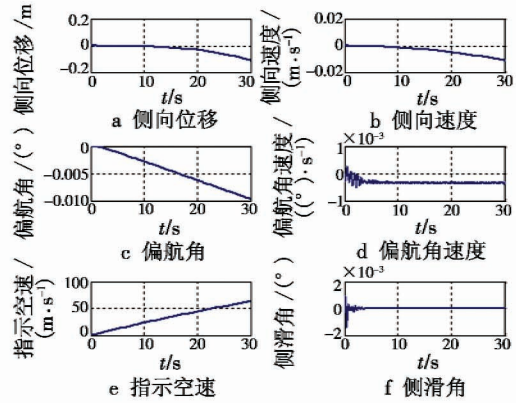
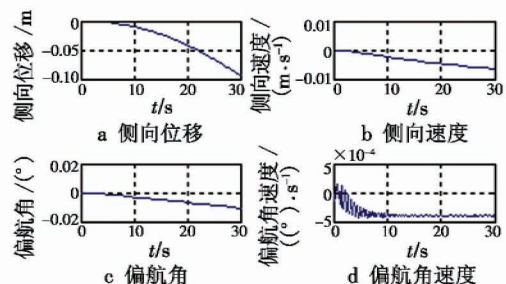


图5 地面模型加速滑跑仿真曲线

Fig.5 The simulation curves of ground model in accelerated taxiing

由图5可以看出,在发动机推力 T 赋值为最大推力、无人机初始速度为零、无人机起始的侧向位移 y 和偏航角 ψ 均为零的情况下开始加速滑跑,除指示空速 V 不断增大、侧向位移 y 稍微有点变化之外,侧向速度 v_y 、偏航角 ψ 、偏航角速度 r 和侧滑角 β 几乎都为零。无人机模型对称,初始侧向位移和偏航角为零,发动机在最大推力和地面作用力下,根据无人机在地面运动的动力学分析,纵向发动机推力和纵向摩擦力的共同作用使无人机加速滑跑;横侧向轮胎不存在侧偏角,空气动力中的侧力为零,横侧向受力平衡,无人机不会出现侧向位移和侧向偏角,垂直方向无人机在重力、升力和地面支撑力的作用下保持平衡,垂直方向运动为零。通过仿真测试,建立的无人机地面模型能按照动力学分析的物理过程完成地面加速滑跑过程。

验证了无人机在跑道上加速滑跑的过程,接下来在减速过程验证无人机地面模型^[10],关闭发动机,无人机初始速度为50 m/s,无人机减速滑跑时初始侧向位移 y 和偏航角 ψ 为零;对无人机不加任何纠偏控制;断开方向舵和副翼控制,方向舵和副翼的偏角为零。仿真0~30 s内飞机在跑道上减速滑跑过程中侧向位移 y 、侧向速度 v_y 、偏航角 ψ 、偏航角速度 r 、指示空速 V 和侧滑角 β 的变化趋势如图6所示。



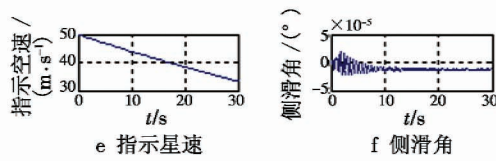


图 6 地面模型减速滑跑仿真曲线

Fig. 6 The simulation curves of ground model in decelerated taxiing

由图 6 可以看出,在关闭发动机、无人机初始速度为 50 m/s、无人机起始减速滑跑时,侧向位移 y 和偏航角 ψ 均为零,除指示空速 V 从初始的 50 m/s 在地面摩擦力的作用下不断减小、侧向位移 y 稍有变化之外,侧向速度 v_y 、偏航角 ψ 、偏航角速度 r 和侧滑角 β 在零附近波动。无人机模型对称,初始侧向位移和偏航角为 0,在减速滑跑过程中,根据无人机在地面运动的动力学分析,纵向摩擦力的作用使无人机逐渐减速;横侧向轮胎不存在侧偏角,空气动力中的侧力为零,横侧向受力平衡,无人机不会出现侧向位移和侧向偏角;垂直方向无人机在重力、升力和地面支撑力的作用下保持平衡,垂直方向运动为零。通过仿真测试可知,建立的无人机的地面模型能按照动力学分析的物理过程正确完成地面减速滑跑过程。

5 结论

本文建立了样例无人机的起落架和轮胎模型,进行了无人机地面滑跑时的动力学分析,通过综合无人机所受的各外力及其相应的力矩,根据牛顿第二定律

最终得到完整的全量非线性模型。设计了六自由度的飞行仿真系统,对模型进行了加速起飞和减速滑跑的自由滑行仿真,仿真结果和动力学分析的物理过程相符,结果表明模型正确。

参考文献

- [1] 张华亮. 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.
 - [2] 李峰, 曹云峰, 曹善文. 某型无人机着陆过程中地面滑行段的建模与仿真[J]. 指挥控制系统与仿真, 2006, 28(2): 92-94.
 - [3] 袁东. 飞机起落架仿真数学模型研究[J]. 飞行力学, 2002, 20(4): 44-47.
 - [4] 曹荣生. 飞机起落架模型建立及着陆性能仿真分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2014.
 - [5] 陈磊. 飞翼飞行平台地面滑跑建模与航迹纠偏控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
 - [6] HANKE C R. The simulation of a large jet transport aircraft[R]. Wichita: The Boeing Company, 1971.
 - [7] 张曾铝, 张江监, 王裕昌. 飞机起落架滑行载荷识别[J]. 航空学报, 1994, 15(1): 18-27.
 - [8] KARIYA Y, YAHAGI H. Modeling and designing aircraft taxiing patterns for a large airport[J]. Advanced Robotics, 2013, 27(14): 1059-1072.
 - [9] 胡浩. 无人机进场着陆/地面滑跑控制与仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
 - [10] SILKOY V, ZIRKA A. Calculation of the characteristics of a UAV launch from a ramp[J]. Aviation, 2014, 18(4): 178-184.
- (上接第 84 页)
- 频谱分析方法,该方法具有以下几个优点:
- 1) 具有很好的时频聚集性,可以准确地辨识出信号能量的时频分布及能量强弱;
 - 2) 用谐波小波包提取能量较弱的信号,避免弱小的有用信息被忽略掉;
 - 3) 可以快速、全面、直观地对动态条件下加速度计的量测信号进行分析,对于动态环境下惯性仪表输出的实时监控、惯性导航系统遥测数据的在线分析都具有很高的应用价值。
- ### 参考文献
- [1] 于湘涛, 张兰, 郭琳瑞, 等. 基于小波最小二乘支持向量机的加速度计温度建模和补偿[J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(1): 95-98.
 - [2] 崔贵磊, 唐永华. 基于时频分析的运载火箭故障特征提取技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(6): 741-744.
 - [3] 刘学, 玄志武, 梁红, 等. 基于多尺度峭度谱图的遥测振动信号异常检测[J]. 弹箭与制导学报, 2015, 35(5): 187-190.
 - [4] 王光源, 马海洋, 庞文强. 基于时频分析的陀螺平台工作状态识别方法[J]. 舰船科学技术, 2011, 33(3): 78-81.
 - [5] 唐炜. 颤振试验中加速度计信号的时频滤波方法研究[J]. 传感技术学报, 2009, 22(2): 219-224.
 - [6] PEI S C, HUANG S G. STFT with adaptive window width based on the chirp rate[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2012, 60(8): 4065-4080.
 - [7] 龚海健, 黄伟国, 赵凯, 等. 基于 Wigner-Ville 分布与小波尺度谱融合的时频特征提取方法[J]. 振动与冲击, 2011, 30(12): 35-38.
 - [8] 田福庆, 罗荣. 改进的谐波小波包变换及其在弱故障特征提取中的应用[J]. 振动与冲击, 2013, 32(17): 29-34.
 - [9] 朱战辉, 汪立新. 提升小波变换在 HRG 动态信号处理中的应用[J]. 电光与控制, 2015, 22(8): 29-32.
 - [10] 范兴利, 成谷. 基于 Morlet 小波尺度参数寻优的匹配追踪时频分析[J]. 中山大学学报, 2014, 53(6): 85-92.