

复杂风场环境对四旋翼无人机 运动特性影响分析

高宏建^{1,2}, 汪阳生^{1,2}, 陈霖周廷^{1,2}, 胡建兴^{1,3}, 王文举^{1,2}

- (1. 贵州理工学院 航空航天工程学院, 贵阳 550003;
2. 贵州省无人机应急减灾信息化工程研究中心, 贵阳 550003;
3. 中航贵州飞机有限责任公司, 贵州 安顺 561000)

摘要: 四旋翼无人机在未来越来越多的应用场合中, 将面临复杂多样的飞行环境; 将风切变、突风以及 Dryden 紊流风组合, 建立四旋翼无人机所处的外界复杂风扰动模型, 分别建立受空速影响的桨叶挥舞诱导阻力/力矩以及空气阻力/力矩模型, 依据牛顿力学建立复杂环境下四旋翼无人机的动力学模型; 通过数值仿真, 分析了定点悬停和轨迹跟踪过程中, 复杂风场环境对四旋翼无人机运动特性的影响; 仿真结果表明: 在进行复杂环境四旋翼无人机的高精度控制系统设计时, 应该综合考虑风切变、突风和紊流风所组成的复杂风场, 且在动力学模型中应同时考虑桨叶挥舞和风阻因素; 研究结果具有一定的工程实际意义。

关键词: 复杂风场环境; 四旋翼无人机; 桨叶挥舞; 风阻; 运动特性

Analysis of Motion Characteristics of Quadrotor UAVs in Complex Wind Field Environments

GAO Hongjian^{1,2}, WANG Yangsheng^{1,2}, CHEN Linzhouting^{1,2}, HU Jianxing^{1,3}, WANG Wenju^{1,2}

- (1. School of Aerospace Engineering, Guizhou Institute of Technology, Guiyang 550003, China;
2. Guizhou UAV Emergency Disaster Reduction Information Engineering Research Center, Guiyang 550003, China;
3. Aviation Industry Corporation of China Guizhou Aircraft Company Limited, Anshun 561000, China)

Abstract: Quadrotor unmanned aerial vehicles (UAVs) will face complex and diverse flight environments in future applications; By combining wind shear, gust wind and Dryden turbulent wind, this paper establishes an external complex wind disturbance model for a quadrotor UAV, an induced drag/torque model of blade flapping, and an air resistance/moment model affected by airspeed, respectively. According to Newtonian mechanics, the dynamic model of the quadrotor UAV in complex environments is built; Through numerical simulation, the influence of complex wind environments on the motion characteristics of the quadrotor UAV in the process of fixed-point hovering and trajectory tracking is analyzed; Simulation results show that in complex wind field environments, the high-precision control system design of quadrotor UAVs should comprehensively consider the complex wind fields of wind shear, gust wind and turbulent wind, while also taking into account the factors of blade flapping and wind resistance in dynamics models. The research results have certain practical significance for engineering.

Keywords: complex wind environment; quadrotor UAV; blade flapping; wind resistance; motion characteristics

收稿日期:2023-12-11; 修回日期:2024-01-17。

基金项目:贵州省基金基础研究计划(自然科学基金)项目(黔科合基础-ZK[2022]一般172、一般182);贵州省教育厅普通本科高校青年科技人才成长项目(黔教合KY字[2022]350号);贵州省普通高等学校工程研究中心项目(黔教合KY字[2018]007);贵州理工学院高层次人才引进科研启动项目(XJGC20190610)。

作者简介:高宏建(1986-),男,硕士,讲师。

通讯作者:汪阳生(1990-),男,博士,讲师。

引用格式:高宏建,汪阳生,陈霖周廷,等.复杂风场环境对四旋翼无人机运动特性影响分析[J].计算机测量与控制,2025,33(2):192-202,211.

0 引言

四旋翼无人机结构简单, 易于操控, 成本低廉, 同时因其具备悬停和垂直起降等能力, 近年来在民用和军事领域得到了迅速发展和广泛应用^[1]。随着四旋翼无人机潜在应用场景的不断拓展, 执行任务复杂度将越来越大^[2-3], 四旋翼无人机所面临的飞行环境因素也将越来越多样复杂, 例如在城市物流、森林防火、应急救援^[4]、环境监测、电力巡检、农业植保^[5]等室外应用场合中^[6], 复杂大气环境如风扰动等是其在飞行过程中不可避免所要面临的因素。四旋翼飞行器作为多变量、欠驱动、强耦合的非线性被控对象, 其重量轻、体积小、速度低, 飞行性能对外部环境扰动敏感, 因此研究复杂环境对于四旋翼无人机飞行特性的影响是十分必要的。

近些年来, 理想环境下四旋翼无人机的动力学建模已经较为成熟。文献 [7] 依据频域辨识原理, 针对四旋翼无人机建立了前飞动力学模型。文献 [8-11] 给出了理想环境下刚体四旋翼无人机的动力学模型。

实际飞行中, 四旋翼无人机以电机驱动螺旋桨高速旋转产生升力, 高速旋转的桨叶会产生较为复杂的挥舞运动^[12-14]。文献 [15] 指出, 桨叶挥舞对系统稳定性不利。文献 [16] 运用动量理论、涡流理论及叶素理论, 分析了桨叶叶素所受到的空气动力及力矩。文献 [14] 将空气阻力和附加扭矩表示为各方向速度的比例函数, 分析了桨叶挥舞效应, 但未对风场建模, 而仅由不同频率的正弦信号模拟风扰力矩。

在无人机飞行环境建模方面, 文献 [17] 建立了带有风速因子的四旋翼无人机动力学模型, 但其风场为常值风。文献 [18] 建立了紊流风和雨滴冲击力干扰作用下的无人机动力学模型, 文献 [19] 针对倾转双旋翼无人机建立了紊流风场环境, 文献 [20] 在四旋翼飞行器悬停状态下给出了紊流风场的离线估计方法, 文献 [21] 和 [22] 由旋翼滑流理论^[23-24]给出旋翼所受风力模型, 这些文献仅以 Dryden 大气紊流模型来描述风场, 而文献 [25] 仅以 Von Kaman 大气紊流模型描述风场。在验证风扰下四旋翼无人机的控制性能时, 文献 [26] 和 [27] 采用随机幅值和相位相结合的方式描述风场的随机性, 文献 [28] 将风场描述为常值风和 Dryden 紊流风的组合, 而文献 [29] 建立的风场模型由风切变和 Dryden 紊流风组合而来, 文献 [30] 将半正弦波形阵风叠加小幅度 Dryden 紊流风作为复杂风场模型。文献 [31] 建立了复杂风扰下四旋翼无人机模型, 考虑了风阻力和风阻力矩, 但模型中不含桨叶挥舞效应。

可见, 众多学者在提高四旋翼无人机控制系统抗风

干扰性能过程中做出了许多成果。但是在复杂环境四旋翼无人机建模方面, 鲜有文献建立既含有由风切变、突风和紊流风组成的复杂风扰动, 同时又考虑桨叶挥舞效应和风阻力/力矩因素的动力学模型; 另外, 在串级 PID 控制结构未能使四旋翼无人机具有良好的抗风性能时, 并未作深入分析就采用其他先进控制算法。鉴于此, 本文为模拟真实的复杂飞行环境, 首先建立外部复杂风扰动模型, 然后给出受空速影响的桨叶挥舞和风阻产生的附加力和附加力矩模型, 从而建立复杂风场环境下四旋翼无人机动力学模型。通过仿真手段, 分别分析复杂环境对四旋翼无人机定点悬停和轨迹跟踪两种运动特性的影响。最后指出, 在进行复杂环境四旋翼无人机的高精度控制系统设计时, 应该综合考虑风切变、突风、紊流风以及受空速影响的桨叶挥舞和风阻等复杂环境因素, 结论具有一定的工程指导意义。

1 坐标系定义

机体坐标系 $O_b X_b Y_b Z_b$: 以 X 字型四旋翼无人机为研究对象, 原点 O_b 取在四旋翼无人机质心处; $O_b X_b$ 轴垂直于电机 1 和电机 3 连线; $O_b Z_b$ 轴在纵向对称平面内, 指向机身下方并与 $O_b X_b$ 轴垂直; $O_b Y_b$ 轴则由右手定则确定。

地面坐标系 $O_e X_e Y_e Z_e$: 原点 O_e 为四旋翼无人机起飞点; $O_e X_e$ 轴在水平面内并指向某一方向; $O_e Z_e$ 轴垂直于水平面并指向地心; $O_e Y_e$ 轴也在水平面内并垂直于 $O_e X_e$ 轴, 其指向按照右手定则确定, 见图 1。图中 d 为机臂长度。

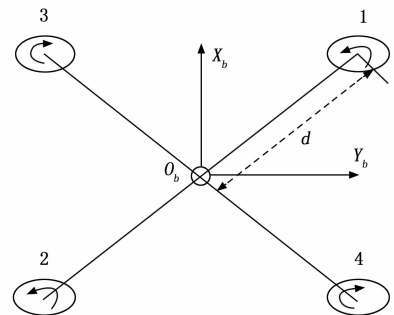


图 1 X 字形四旋翼机体坐标系俯视示意图

按上述坐标系定义, 由地面坐标系旋转至机体坐标系的旋转矩阵^[32]为:

$$\mathbf{R}_e^b = \begin{bmatrix} \cos\vartheta\cos\psi & \cos\vartheta\sin\psi & -\sin\vartheta \\ \sin\vartheta\cos\psi\sin\gamma - \sin\psi\cos\gamma & \sin\vartheta\sin\psi\sin\gamma + \cos\psi\cos\gamma & \cos\vartheta\sin\gamma \\ \sin\vartheta\cos\psi\cos\gamma + \sin\psi\sin\gamma & \sin\vartheta\sin\psi\cos\gamma - \cos\psi\sin\gamma & \cos\vartheta\cos\gamma \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中, ϑ 为俯仰角, ψ 为偏航角, γ 为滚转角。

2 复杂风场环境下四旋翼无人机动力学模型

2.1 复杂风扰动模型

室外环境下的风具有持续性、突发性、周期性和不确定性等特点^[33]，为了能真实反映无人机在复杂外扰动作用下的运动特性，本文考虑由风切变、离散突风和紊流风组成复杂风扰动。其中，风切变和离散突风体现风场的低频特性，紊流风体现风场的高频随机特性。

2.1.1 风切变模型

低空风切变采用随高度变化的地面边界层对数模型来描述：

$$V_{wq} = V'_{wq} \frac{\ln\left(\frac{h}{Z_0}\right)}{\ln\left(\frac{h'}{Z_0}\right)} \quad (2)$$

式中， h' 为参考高度，通常取为测量地面风的传感器所在高度； V'_{wq} 为参考高度 h' 上的风速； Z_0 为地面粗糙度，其值在起落飞行阶段取为 0.046 m，在其他飞行阶段可取为 0.61 m^[34]。

2.1.2 离散突风模型

在飞行控制系统设计中，通常使用 (1-cosine) 离散突风模型。下式描述的是半波长 (1-cosine) 离散突风模型：

$$V_{wf} = \begin{cases} 0 & x < 0 \\ \frac{V_{wfm}}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d_m}\right) & 0 \leq x \leq d_m \\ V_{wfm} & x > d_m \end{cases} \quad (3)$$

式中， x 为距突风中心的距离， V_{wfm} 为离散突风的峰值， d_m 为离散突风的尺度。当飞行器以速度 V_0 作匀速直线运动时，则以距离 x 为自变量的空间域离散突风，可以变换到以时间 t 为自变量的时间域离散突风，变换表达式为

$$x = V_0 t \quad (4)$$

$$d_m = V_0 t_m \quad (5)$$

式中， t_m 为风速达到最大值 V_{wfm} 所用的时间。

2.1.3 紊流模型

工程上常用的两种连续型随机大气紊流模型包括 Dryden 紊流模型和 Von Karman 紊流模型^[31,34]。本文采用飞行仿真中常用的 Dryden 模型来描述大气紊流运动，将白噪声通过成型滤波器传递函数，输出的有色噪声即可模拟真实的大气紊流运动。

Dryden 模型是根据大量测量和统计数据得到的，其所描述的紊流速度时间频谱函数为：

$$\begin{cases} \Phi_x(\omega) = \sigma_x^2 \frac{L_x}{\pi V} \frac{1}{1 + [(L_x/V)\omega]^2} \\ \Phi_y(\omega) = \sigma_y^2 \frac{L_y}{\pi V} \frac{1 + 12[(L_y/V)\omega]^2}{\{1 + 4[(L_y/V)\omega]^2\}^2} \\ \Phi_z(\omega) = \sigma_z^2 \frac{L_z}{\pi V} \frac{1 + 12[(L_z/V)\omega]^2}{\{1 + 4[(L_z/V)\omega]^2\}^2} \end{cases} \quad (6)$$

式中， ω 为时间频率， V 为飞行速度， $\Phi_x(\omega)$ 、 $\Phi_y(\omega)$ 、 $\Phi_z(\omega)$ 分别表示 3 个轴向上的紊流速度的时间频谱函数， σ_x 、 σ_y 、 σ_z 分别为 3 个轴向上的紊流强度， L_x 、 L_y 、 L_z 分别为 3 个轴向上的紊流尺度。

由于四旋翼无人机飞行高度相对较低，在低空条件下紊流强度和紊流尺度关系为：

$$\begin{cases} 2L_z = h \\ L_x = 2L_y = \frac{h}{(0.177 + 0.000823h)^{1.2}} \\ \sigma_z = 0.1u_{20} \\ \frac{\sigma_x}{\sigma_z} = \frac{\sigma_y}{\sigma_x} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823h)^{0.4}} \end{cases} \quad (7)$$

式中， h 为无人机飞行高度， u_{20} 为 6.096 m 高度处的风速。

在频域上，根据谱分析法，可以利用线性系统在随机输入下的谱密度来辨识对象的频率响应 $G(j\omega)$ 。给对象 $G(j\omega)$ 施加谱密度为 $S_x(\omega)$ 的随机输入信号 $x(t)$ ，得到输出 $y(t)$ 谱密度函数 $S_y(\omega)$ ，则 $S_y(\omega)$ 与 $S_x(\omega)$ 之间存在以下关系：

$$S_y(\omega) = |G(j\omega)|^2 S_x(\omega) \quad (8)$$

若随机输入信号 $x(t)$ 为单位强度白噪声，则可得到输出频谱函数：

$$S_y(\omega) = |G(j\omega)|^2 = G^*(j\omega)G(j\omega) \quad (9)$$

式中， $*$ 表示共轭。将式 (6) 按式 (9) 分解，即可得到 3 个轴向上紊流速度的成型滤波器传递函数：

$$\begin{cases} G_x(s) = \frac{K_x}{T_x s + 1}, K_x = \sigma_x \sqrt{\frac{L_x}{\pi V}}, T_x = \frac{L_x}{V} \\ G_y(s) = \frac{K_y}{T_y s + 1}, K_y = \sigma_y \sqrt{\frac{L_y}{\pi V}}, T_y = \frac{2L_y}{\sqrt{3}V} \\ G_z(s) = \frac{K_z}{T_z s + 1}, K_z = \sigma_z \sqrt{\frac{L_z}{\pi V}}, T_z = \frac{2L_z}{\sqrt{3}V} \end{cases} \quad (10)$$

这样，将单位强度白噪声分别通过上述 3 个成型滤波器传递函数，输出的有色噪声即为 3 个轴向上的紊流速度 V_{wfx} (V_{wfy} , V_{wfx} , V_{wfx})。

由式 (2) (3) (10) 即可得到作用在四旋翼无人机上的复杂风扰动模型 (即风速) 为：

$$V_w = V_{wq} + V_{wf} + V_{wfx} \quad (11)$$

理想情况下，认为飞行器在静止大气 (标准大气) 内飞行，但实际大气环境是随时间和空间变化的，即存在大气扰动。无人机执行室外复杂任务时，复杂大气环境是其所要面临的外部因素，复杂大气环境的特征是存在风速 V_w 。四旋翼无人机以空速 V_k 相对空气运动，空气以风速 V_w 相对地面运动，故飞行器相对地面的运动速度 V_c (即地速) 是空速 V_k 和风速 V_w 的矢量和，满足：

$$V_c = V_k + V_w \quad (12)$$

从而可以得到空速表达式:

$$V_k = V_e - V_w \quad (13)$$

2.2 桨叶挥舞效应产生的力和力矩

四旋翼无人机使用的螺旋桨为固定桨距螺旋桨, 这种螺旋桨为避免根部疲劳折断多采用具有柔韧性的轻质尼龙材料。实际飞行过程中, 作用在螺旋桨上的惯性和空气动力会引起螺旋桨弯曲而产生上下摆动运动, 即桨叶挥舞效应。桨叶挥舞将引起螺旋桨拉力方向的变化, 如图 2 所示。

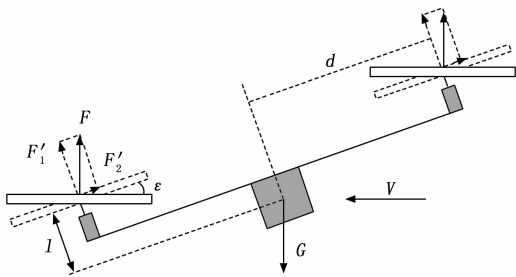


图 2 桨叶挥舞引起的螺旋桨拉力变化示意图

理想情况下, 螺旋桨 (图中虚线所示) 拉力 F 应平行于 $O_b Z_b$ 轴。但是实际飞行时, 桨叶挥舞使螺旋桨 (图中实线所示) 拉力 F 不再平行于 $O_b Z_b$ 轴, 而是产生偏移角度 ϵ , 此时拉力 F 在机体坐标系 $O_b Z_b$ 和 $O_b X_b$ 两个轴向上产生分力 F'_1 和 F'_2 , 且

$$\begin{cases} F'_1 = F \cos \epsilon \\ F'_2 = F \sin \epsilon \end{cases} \quad (14)$$

F'_2 沿机体轴方向, 且与速度方向相反, 是四旋翼无人机飞行阻力的组成部分。考虑到机体对称性, 通常将桨叶挥舞产生的诱导阻力^[13]表示为:

$$\begin{cases} F_{hxb} = -kV_{kxb} \\ F_{hyb} = -kV_{kyb} \end{cases} \quad (15)$$

式中, k 为由桨叶挥舞产生的阻力系数; V_{kxb} 、 V_{kyb} 为沿机体坐标轴 $O_b X_b$ 、 $O_b Z_b$ 的空速, 且 $V_{kb} = [V_{kxb} \quad V_{kyb} \quad V_{kzb}]^T = R_e^b V_k$; F_{hxb} 、 F_{hyb} 分别为沿机体坐标轴 $O_b X_b$ 、 $O_b Z_b$ 的阻力。

同时, 平行于机身平面的分力对质心产生力矩作用, 而垂直于机身平面的分力则不会对质心产生力矩作用。根据图 2, F_{hxb} 和 F_{hyb} 对质心产生的力矩为:

$$\begin{cases} M_{hxb} = lF_{hyb} \\ M_{hyb} = -lF_{hxb} \end{cases} \quad (16)$$

式中, l 为螺旋桨旋转中心距无人机质心在 $O_b Z_b$ 轴向上的距离。

2.3 四旋翼无人机动力学模型

在建立四旋翼无人机动力学模型时, 做如下假设: 无人机视为刚体且质量不变, 忽略弹性影响; 将地面坐标系视为惯性坐标系; 采用“平板地球假设”, 即忽略

地球曲率; 重力加速度为常数, 不随飞行高度而变化; 无人机的惯性积 $J_{xy} = J_{xz} = J_{yz} = 0$ 。

1) 合外力作用下质心运动的动力学方程:

飞行过程中, 四旋翼无人机受到的力作用包括: 重力、螺旋桨产生的拉力、螺旋桨桨叶挥舞产生的诱导阻力以及风阻力。

根据牛顿第二定律, 在地面坐标系下, 可建立四旋翼无人机在合外力作用下的质心运动方程:

$$m \frac{dV_e}{dt} = F_{Te} + G + F_{he} + F_{we} \quad (17)$$

式中, m 为无人机质量; $V_e = [V_{xe} \quad V_{ye} \quad V_{ze}]^T$ 为地面坐标系下无人机速度 (即地速), $\frac{dV_e}{dt} = [\ddot{X}_e \quad \ddot{Y}_e \quad \ddot{Z}_e]^T$ 为无人机质心加速度; F_{Te} 表示旋翼产生的拉力; $G = [0 \quad 0 \quad mg]^T$ 为重力, $g = 9.80665 \text{ m/s}^2$ 为重力加速度; F_{he} 为由桨叶挥舞效应产生的诱导阻力; F_{we} 为无人机受到的风阻力。

四旋翼无人机单个旋翼产生的拉力沿机体坐标系 $O_b Z_b$ 轴, 可表示为:

$$F_{Ti} = [0 \quad 0 \quad -c_T \omega_i^2]^T \quad (18)$$

式中, $i = 1, 2, 3, 4$ 表示旋翼序号, c_T 为螺旋桨拉力系数, ω_i 为旋翼转速。根据地面坐标系与机体坐标系之间的旋转关系, 可得地面坐标系下的拉力 $F_{Te} = R_e^b \sum_{i=1}^4 F_{Ti}$, 且 $R_e^b = (R_e^b)^T$ 。

桨叶挥舞效应产生的诱导阻力在机体坐标系下可表示为:

$$F_{hb} = -k[V_{kxb} \quad V_{kyb} \quad 0]^T \quad (19)$$

则地面坐标系下由桨叶挥舞产生的诱导阻力为 $F_{he} = R_e^b F_{hb}$ 。

根据空气阻力计算公式, 无人机受到的风阻力在地面坐标系下^[27]可表示为:

$$F_{we} = - \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho V_{kxe}^2 c_x S_x \text{sgn}(V_{kxe}) \\ \frac{1}{2} \rho V_{kye}^2 c_y S_y \text{sgn}(V_{kye}) \\ \frac{1}{2} \rho V_{kze}^2 c_z S_z \text{sgn}(V_{kze}) \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中, c_x 、 c_y 、 c_z 表示空气阻力系数, S_x 、 S_y 、 S_z 表示机体特征面积, $V_k = [V_{kxe} \quad V_{kye} \quad V_{kze}]^T$ 表示地面坐标系下的空速, $\text{sgn}(\cdot)$ 为符号函数。

将式 (18) ~ (20) 代入式 (17), 并记 $U_1 = \sum_{i=1}^4 F_{Ti}$, 则可得复杂环境下四旋翼无人机质心运动方程:

$$\begin{bmatrix} \bar{X}_e \\ \bar{Y}_e \\ \bar{Z}_e \end{bmatrix} = \frac{1}{m} R_b^e \begin{bmatrix} -kV_{kxb} \\ -kV_{kyb} \\ U_1 \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho V_{kre}^2 c_x S_x \\ \frac{1}{2} \rho V_{kye}^2 c_y S_y \\ \frac{1}{2} \rho V_{kze}^2 c_z S_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (21)$$

2) 合外力矩作用下的绕质心转动的动力学方程:

复杂环境下,作用在四旋翼无人机上的力矩包括:旋翼产生的扭矩、空气阻力矩以及桨叶挥舞产生的诱导阻力通过质心而产生的力矩。

旋翼产生的扭矩在机体坐标系各轴的分量为:

$$\mathbf{M}_{Tb} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{2}}{2} dc_T (-\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} dc_T (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ c_Q (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (22)$$

式中, c_Q 为旋翼扭矩系数,可将其记为 $\mathbf{M}_{Tb} = [U_2 \ U_3 \ U_4]^T$ 。

无人机在风阻力作用下受到的空气阻力矩在机体坐标系下^[27]可表示为:

$$\mathbf{M}_{ub} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho V_{kre}^2 c_x dS_x \\ \frac{1}{2} \rho V_{kye}^2 c_y dS_y \\ \frac{1}{2} \rho V_{kze}^2 c_z dS_z \end{bmatrix} \quad (23)$$

由于桨叶挥舞效应产生的诱导阻力不通过质心,故其对机体的力矩在机体坐标系下可表示为:

$$\mathbf{M}_{hb} = kl[-V_{kyb} \ V_{kxb} \ 0]^T \quad (24)$$

根据动量矩定理 $\frac{dL}{dt} = \sum M$,可以得到复杂环境下四旋翼无人机绕质心的转动方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{U_2 + \frac{1}{2} \rho V_{kre}^2 c_x dS_x - klV_{kyb} - (J_z - J_y)qr}{J_x} \\ \frac{U_3 + \frac{1}{2} \rho V_{kye}^2 c_y dS_y + klV_{kxb} - (J_x - J_z)pr}{J_y} \\ \frac{U_4 + \frac{1}{2} \rho V_{kze}^2 c_z dS_z - (J_y - J_x)pq}{J_z} \end{bmatrix} \quad (25)$$

式中, J_x, J_y, J_z 分别为绕机体坐标系 3 个轴向的转动惯量; p, q, r 分别为机体坐标系相对于地面坐标系的转动角速度在机体坐标系各轴上的分量。

由式 (21) 和式 (25),即可得到四旋翼无人机在复杂环境下的动力学模型,见式 (26),其中空速可由式 (13) 确定:

$$\begin{cases} \dot{X}_e = \frac{1}{m} [-kV_{kxb} \cos\psi \cos\phi - kV_{kyb} (\sin\psi \cos\phi \sin\gamma - \sin\psi \cos\phi \gamma) + U_1 (\sin\psi \cos\phi \cos\gamma + \sin\psi \sin\phi) - \frac{1}{2} \rho V_{kre}^2 c_x S_x] \\ \dot{Y}_e = \frac{1}{m} [-kV_{kxb} \cos\psi \sin\phi - kV_{kyb} (\sin\psi \sin\phi \sin\gamma + \cos\psi \cos\phi \gamma) + U_1 (\sin\psi \sin\phi \cos\gamma - \cos\psi \sin\phi) - \frac{1}{2} \rho V_{kye}^2 c_y S_y] \\ \dot{Z}_e = \frac{1}{m} [kV_{kxb} \sin\psi - kV_{kyb} \cos\psi \sin\gamma + U_1 \cos\psi \cos\gamma - \frac{1}{2} \rho V_{kze}^2 c_z S_z] + g \\ \dot{p} = \frac{1}{J_x} [U_2 + \frac{1}{2} \rho V_{kre}^2 c_x dS_x - klV_{kyb} - (J_z - J_y)qr] \\ \dot{q} = \frac{1}{J_y} [U_3 + \frac{1}{2} \rho V_{kye}^2 c_y dS_y + klV_{kxb} - (J_x - J_z)pr] \\ \dot{r} = \frac{1}{J_z} [U_4 + \frac{1}{2} \rho V_{kze}^2 c_z dS_z - (J_y - J_x)pq] \end{cases} \quad (26)$$

3 复杂风场环境对四旋翼无人机运动特性影响分析

为了研究四旋翼无人机在复杂环境下的飞行特性,除了飞行试验外,还可通过解析法、频谱响应法以及数值仿真的手段^[34]。近年来,随着计算机仿真、飞行力学等学科的交叉融合和飞速发展,使得依靠计算机仿真对环境影响进行量化评估成为可能^[35]。本文通过计算机数值仿真,分别分析复杂环境对四旋翼无人机在定点悬停状态和轨迹跟踪过程中运动特性的影响,其中轨迹跟踪过程可以综合反映无人机在起飞上升阶段、降落下降阶段以及平飞阶段的运动特性。

仿真过程中,四旋翼无人机机体主要参数见表 1。位置控制和姿态控制采用常用的串级 PID 控制结构,且位置环和姿态环采用纯比例 P 控制,速度环和姿态角速度环采用比例 P+微分 I+积分 D 控制,回路控制器参数见表 2。

表 1 四旋翼无人机机体主要参数

参数	值	参数	值
m/kg	1.45	$k/(\text{N}/(\text{m}/\text{s}))$	0.1
d/m	0.225	$c_T/(\text{N}/(\text{rad}/\text{s}))^2$	8.517×10^{-6}
$J_x, J_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.041	$c_Q/(\text{N}/(\text{rad}/\text{s}))^2$	2.026×10^{-7}
$J_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.043	c_x, c_y, c_z	0.23
$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	1.29	$S_x, S_y/\text{m}^2$	0.045
l/m	0.065	S_z/m^2	0.18

3.1 定点悬停下的运动特性分析

由前述建立的四旋翼无人机动力学模型可知,桨叶挥舞效应和风阻产生的力和力矩,均会受到复杂风扰动的影响。为了能够全面分析复杂风扰动对无人机运动特

表 2 控制器主要参数

参数	P 参数	参数	P、I、D 参数
俯仰角度环	5	俯仰角速度环	1、3、0.06
滚转角度环	5	滚转角速度环	1、3、0.06
偏航角度环	2	偏航角速度环	10、8、0.2
X_c 轴位置环	1	X_c 轴速度环	12、7、2
Y_c 轴位置环	1	Y_c 轴速度环	12、7、2
Z_c 轴位置环	1	Z_c 轴速度环	100、10、0.1

性的影响, 分以下 3 种情况, 仿真分析风切变、突风、紊流风以及复杂风扰动对无人机定点悬停运动特性产生的影响:

- 1) 仅存在桨叶挥舞效应;
- 2) 仅存在风阻;
- 3) 同时存在桨叶挥舞和风阻。

设置仿真风扰动参数, 参考高度 $h' = 6.096$ m 处的风速 $V'_{wq} = 5$ m/s, 离散突风峰值速度 $V_{wm} = 5$ m/s, 突风风速达最大值所用的时间 $t_m = 3$ s, 仿真运行 10 s

后加入风扰动。仿真时间为 60 s, 初始高度为 5 m, 悬停高度 5 m。

3.1.1 仅存在桨叶挥舞时对定点悬停运动特性的影响

在四旋翼无人机动力学模型中仅考虑桨叶挥舞效应, 做定点悬停运动时, 复杂环境下的风速和无人机空速曲线见图 3, 无人机位置响应和姿态响应曲线见图 4。

由图 3 速度曲线可知, 水平方向上存在风切变、突风和紊流风, 垂直方向上仅考虑紊流风, 且风切变大小约为 4.57 m/s, 突风经过 3 s 达到最大值 5 m/s。对 20~60 s 间的紊流风和复杂风扰动进行统计 (见表 3), 当仅考虑紊流风时, 其均值 (-0.015 6、-0.036 9、-0.012 7) 和标准差值 (0.058 6、0.142 9、0.107 5) 较小, 而复杂风扰动由于包含了风切变和突风分量, 其合成风速值较大, 故复杂风扰动的均值 (9.488 9、9.417 2、-0.018 5) 和标准差值 (0.465 4、0.918 5、0.207 0) 较大。这表明, 风切变和突风的存在, 对紊流风产生了影响, 因此在验证风扰动对飞行性能的影响时, 除了要考虑紊流风外, 还应同时考虑风切变和突风

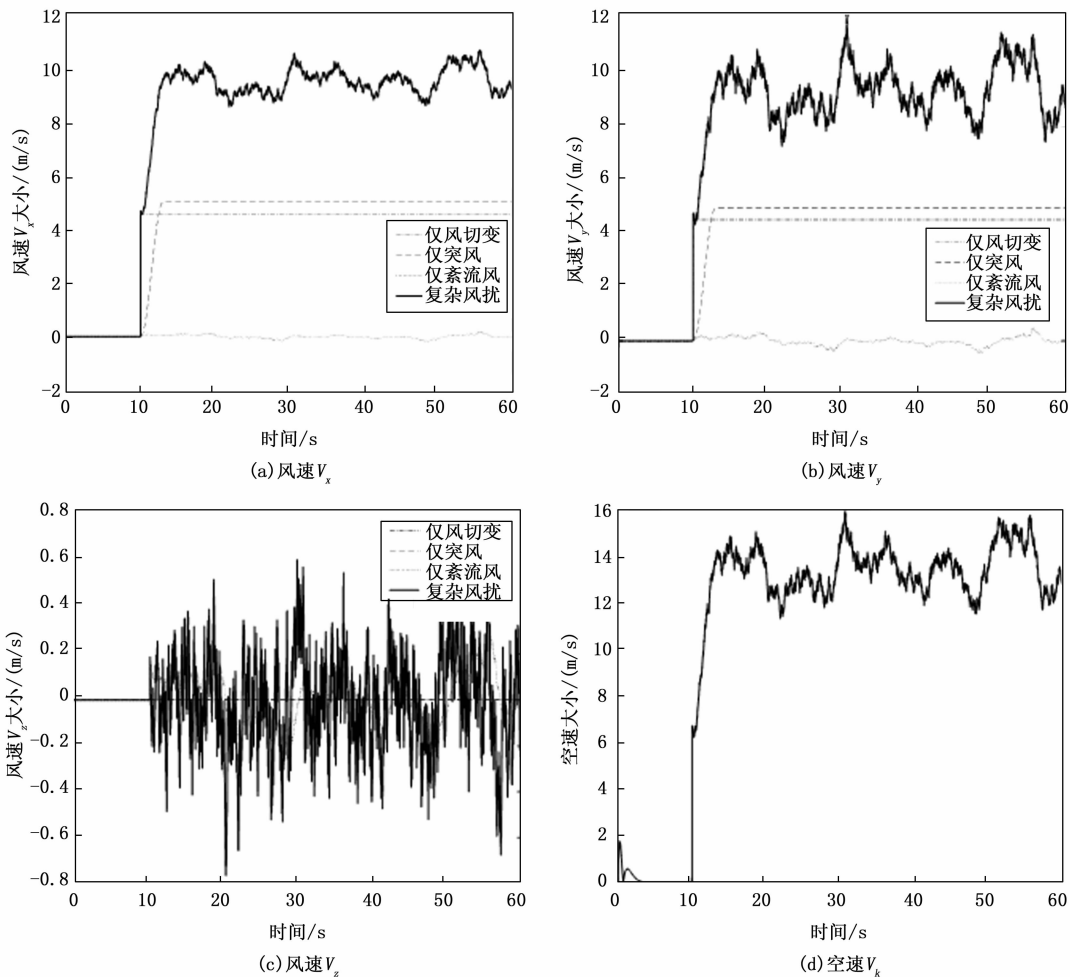


图 3 速度曲线

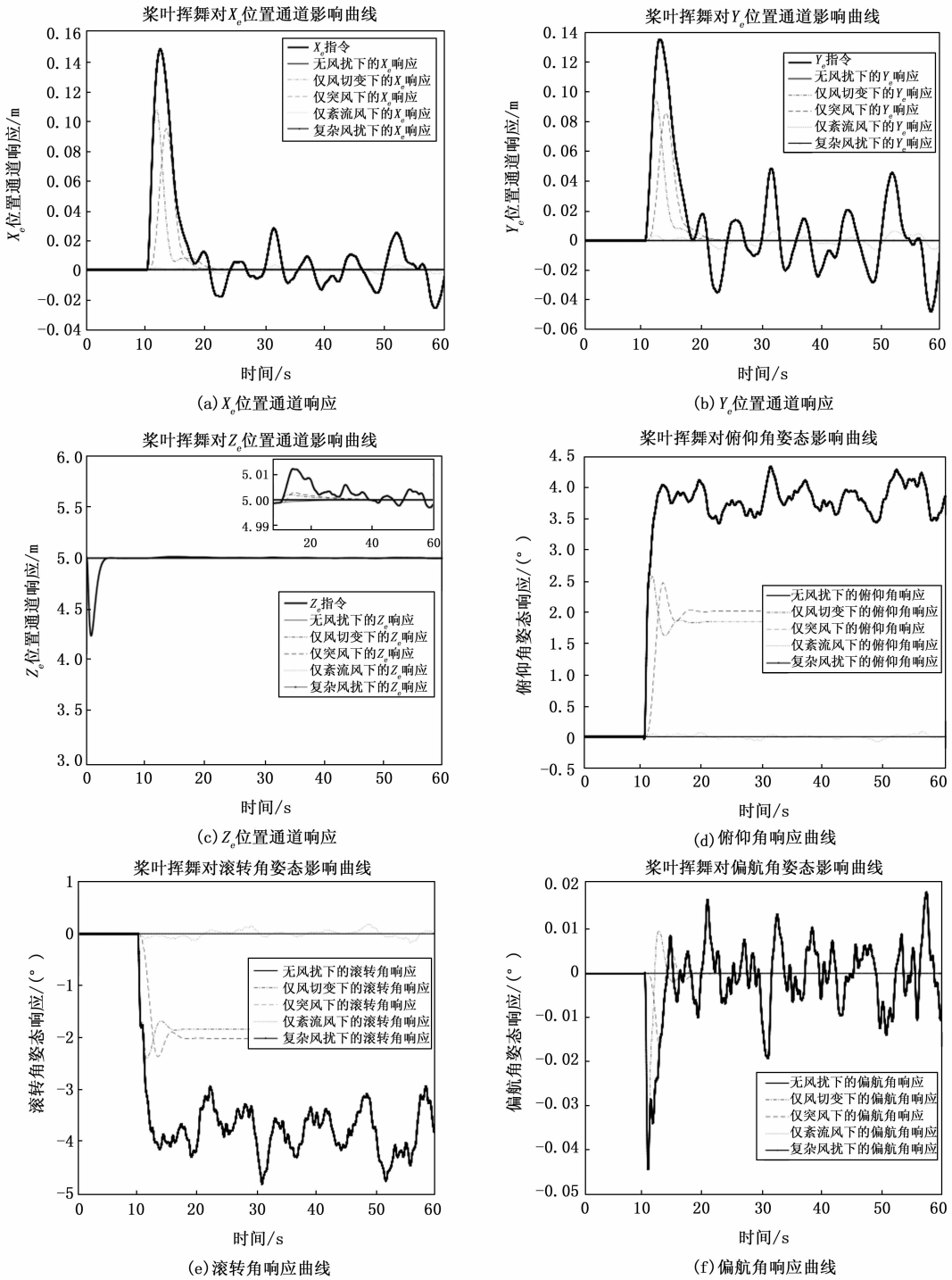


图 4 复杂风扰动下的定点悬停运动特性 (仅桨叶挥舞)

因素。

表 3 紊流风和复杂风扰动的统计特性 (20~60 s)

统计量	紊流风		复杂风扰动	
	均值	标准差	均值	标准差
V_x	-0.015 6	0.058 6	9.488 9	0.465 4
V_y	-0.036 9	0.142 9	9.417 2	0.918 5
V_z	-0.012 7	0.107 5	-0.018 5	0.207 0

图 4 给出了定点悬停过程中, 复杂风扰动对仅存在桨叶挥舞效应无人机位置运动和姿态运动的影响, 表 4 给出了其统计特性。

由图 4 (a) ~ (c) 所示的位置响应曲线及表 4 统计结果可知: 当只存在风切变 (细点划线) 或突风 (虚线) 时, 风切变或突风加入时刻, 对无人机位置量产生较大扰动, 经过一段时间后, 风切变或突风不再变化,

表 4 仅存在桨叶挥舞时位置响应和姿态响应的统计特性(20~60 s)

统计量	风切变		突风		紊流风		复杂风扰动	
	均值	标准差	均值	标准差	均值	标准差	均值	标准差
X_c 位置	0.000 0	0.000 1	0.000 1	0.000 3	-0.000 1	0.001 4	-0.000 5	0.011 3
Y_c 位置	0.000 0	0.000 2	0.000 1	0.000 4	-0.000 2	0.003 2	-0.001 2	0.020 8
Z_c 位置	5.000 3	0.000 3	5.000 4	0.000 4	4.999 9	0.000 1	5.001 7	0.002 2
俯仰角	1.840 6	0.000 2	2.013 6	0.001 1	-0.006 8	0.028 3	3.814 8	0.225 9
滚转角	-1.839 6	0.000 1	-2.012 3	0.001 0	0.015 6	0.064 9	-3.774 5	0.426 3
偏航角	0.000 0	0.000 0	0.000 0	0.000 0	0.000 0	0.000 0	0.000 1	0.006 9

飞行控制回路将调整无人机位置稳定在指令值处, 并且突风使位置响应产生动态滞后; 当只存在紊流风(点线)时, 由于紊流风的随机特性, 且其幅值较小, 故无人机在飞行过程中位置响应一直存在小幅值的抖动(3个位置标准差分别为0.001 4、0.003 2、0.000 1 m); 当风切变、突风和紊流风同时存在(粗点划线)时, 起始时刻的风切变和突风对无人机位置量产生大扰动, 并且复杂风扰动的随机幅值较大, 导致整个飞行过程中位置响应一直存在大幅值的抖动(3个位置标准差分别为0.011 3、0.020 8、0.002 2 m)。

由图 4 (d) ~ (f) 所示的姿态响应曲线及表 4 统计结果可知: 当只存在风切变(细点划线)或突风(虚线)时, 二者都会导致无人机产生一个常值俯仰角(1.840 6°、2.013 6°)和滚转角(-1.839 6°、-2.012 3°), 并且突风使姿态响应产生动态滞后; 当只存在紊流风(点线)时, 由于紊流风的随机特性, 且其幅值较小, 故无人机在飞行过程中姿态响应也会一直存在小幅值的抖动(3个姿态角标准差分别为0.028 3、0.064 9、0.000 0°); 当风切变、突风和紊流风同时存在(粗点划线)时, 无人机将在一个较大俯仰角(3.814 8°)和滚转角(-3.774 5°)附近产生大幅值的抖动运动(3个姿态角标准差分别为0.225 9、0.426 3、0.006 9°)。

3.1.2 仅存在风阻时对定点悬停运动特性的影响

如图 5 所示, 在四旋翼无人机动力学模型中仅考虑风阻因素, 做定点悬停运动, 仿真条件同前, 仅存在风阻时无人机的位置响应和姿态响应与桨叶挥舞对四旋翼无人机运动特性的影响程度相当, 此处不再赘述。

3.1.3 桨叶挥舞和风阻同时存在时对定点悬停运动特性的影响

当四旋翼无人机动力学模型中同时考虑桨叶挥舞和风阻, 仿真条件同前, 复杂环境下无人机做定点悬停运动, 其位置响应和姿态响应曲线见图 6。由图 6 所示的运动响应曲线和表 5 的统计结果可知, 加入风扰时刻, 无人机位置将产生更大的扰动, 位置抖动也更大(3个位置标准差分别为0.024 1、0.050 8、0.001 1m); 并且无人机的俯仰角(6.223 9°)和滚转角(-6.123 7°)更大, 抖动幅值也更大(3个姿态角标准差分别为0.484 2、0.998 4、0.028 1°)。

3.2 轨迹跟踪过程中的运动特性分析

设置仿真风扰动参数同前, 仿真运行 10 s 后加入风扰动, 仿真时间为 60 s, 初始高度为 5 m, 位置指令为 $[X_c, Y_c, Z_c] = [\sin(0.2094t), \sin(0.2094t), 5 + \sin(0.2094t)]$, 偏航角指令为 $\psi_c = 0^\circ$ 。仿真时, 四旋翼无人机动力学模型中同时考虑桨叶挥舞和风阻两种因素, 其位置和姿态响应曲线见图 7, 位置误差和偏航角误差曲线见图 8。由图 7 和图 8 可知, 10 s 后加入的风扰动, 对无人机位置响应和姿态响应的影响, 运动特性类似于定点悬停运动; 不同之处在于, 轨迹跟踪时 3 个轴向上的位置指令按正弦规律动态变化, 导致位置和姿态跟踪误差中, 除含有不同幅值的抖动成分外, 还存在正弦分量; 图 8 (d) 偏航角误差曲线中, 无风扰时偏航角误差也呈正弦变化, 这是由俯仰运动和滚转运动的交叉耦合所导致。

表 5 同时存在桨叶挥舞和风阻时位置响应和姿态响应的统计特性(20~60 s)

统计量	风切变		突风		紊流风		复杂风扰动	
	均值	标准差	均值	标准差	均值	标准差	均值	标准差
X_c 位置	0.000 1	0.000 2	0.000 2	0.000 5	-0.000 1	0.001 4	-0.000 5	0.024 1
Y_c 位置	0.000 1	0.000 2	0.000 1	0.000 4	-0.000 2	0.003 2	-0.003 3	0.050 8
Z_c 位置	5.000 2	0.000 2	5.000 3	0.000 3	4.999 9	0.000 1	5.001 0	0.001 1
俯仰角	2.401 5	0.000 1	2.684 9	0.001 1	-0.006 8	0.028 3	6.223 9	0.484 2
滚转角	-2.399 4	0.000 2	-2.681 9	0.001 4	0.015 9	0.066 3	-6.123 7	0.998 4
偏航角	0.000 0	0.000 0	0.000 0	0.000 0	0.000 0	0.000 3	0.001 3	0.028 1

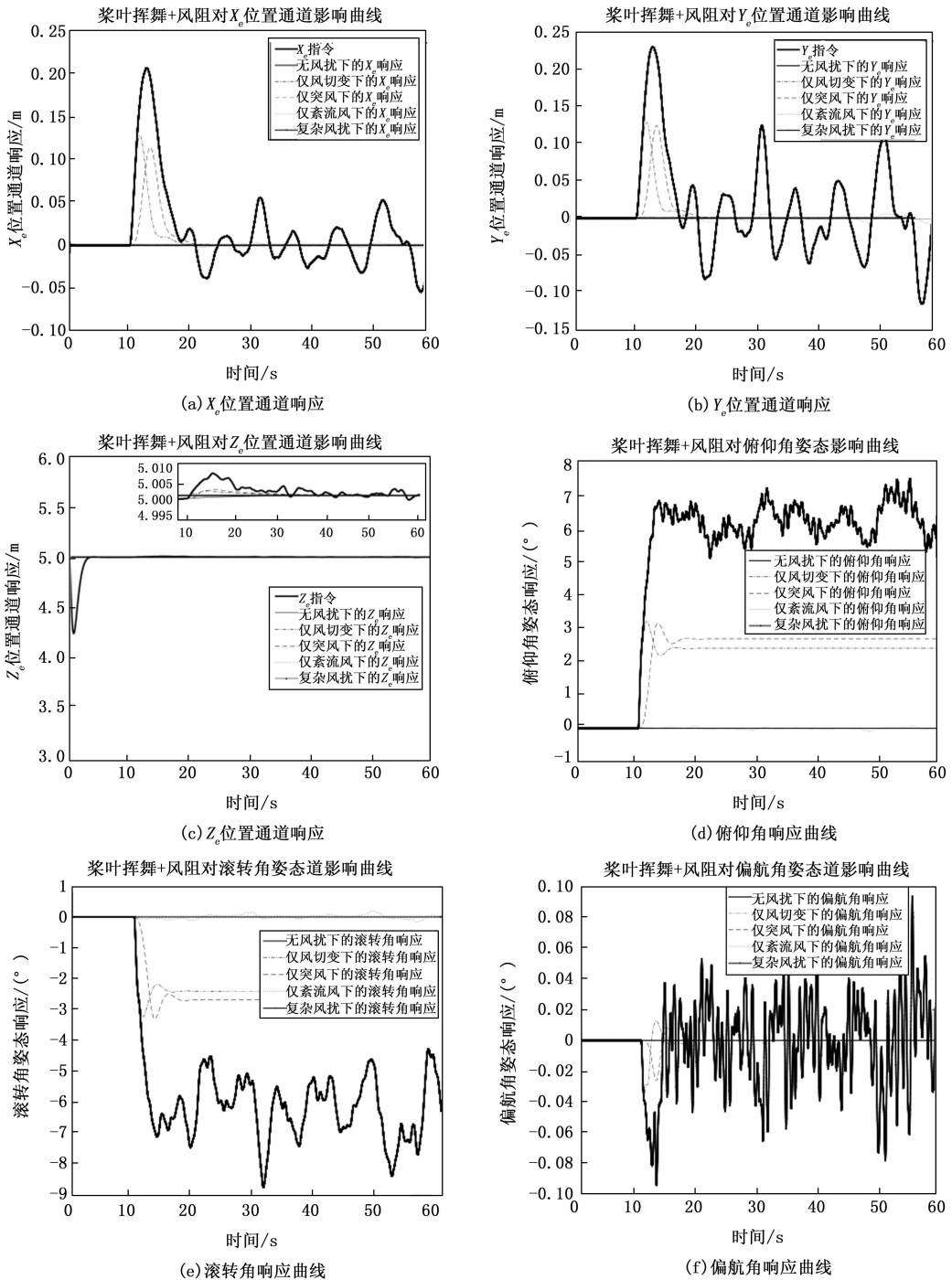


图 5 复杂风扰动下的定点悬停运动特性 (同时存在桨叶挥舞和风阻)

4 讨论

由复杂风场环境下四旋翼无人机的定点悬停和轨迹跟踪仿真,可知复杂风场对四旋翼无人机的运动特性有以下几方面的影响:

- 1) 风切变和突风两种因素,对四旋翼无人机的运动产生类似的低频特性影响,并且突风使位置响应和姿态响应产生动态滞后;
- 2) 仅加入紊流风时,四旋翼无人机运动过程中抖

动幅值较小,且俯仰角和滚转角不存在常值分量;

3) 考虑由风切变、突风和紊流风组成的复杂风扰动时,四旋翼无人机运动过程中的抖动幅值较大,且俯仰角和滚转角存在常值分量;

4) 桨叶挥舞效应和风阻两种因素,对四旋翼无人机的运动特性影响程度相当。

因此,在进行复杂环境四旋翼无人机的高精度控制系统设计时,应该综合考虑由风切变、突风和紊流风所组成的复杂风场,并且在动力学模型中应同时考虑桨叶

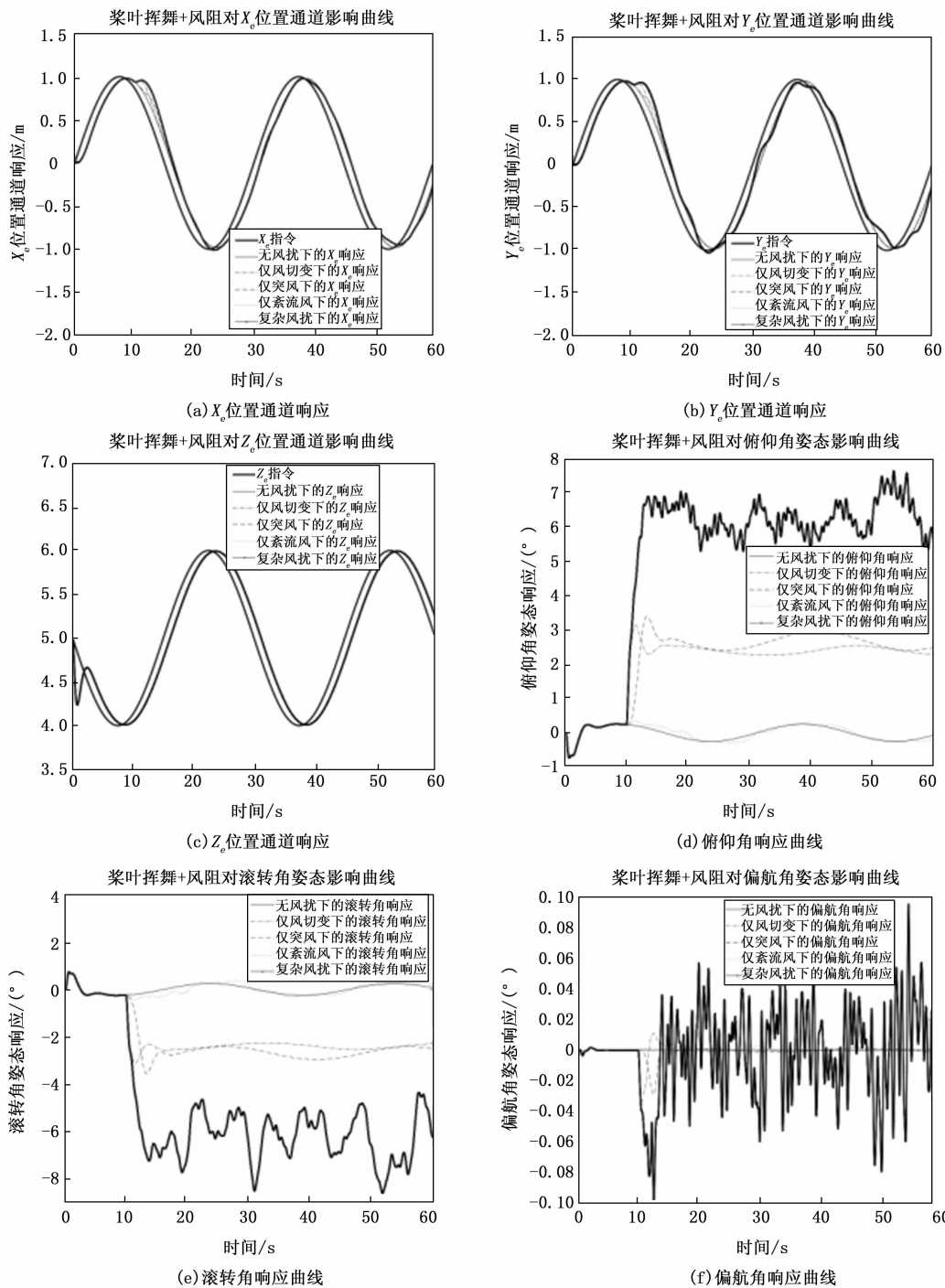


图 6 复杂风扰动下的轨迹跟踪运动特性

挥舞效应和风阻因素。

5 结束语

针对四旋翼无人机所面临的越来越复杂多样的飞行环境因素, 本文首先以风切变、突风以及 Dryden 紊流风组合而成建立了外界复杂风扰动模型; 其次, 建立了受空速影响的桨叶挥舞诱导阻力/力矩以及空气阻力/力矩模型; 然后, 依据牛顿力学建立了复杂环境下四旋翼无人机的动力学模型。最后, 通过数值仿真, 分析了定

点悬停和轨迹跟踪过程中, 复杂环境对四旋翼无人机运动特性的影响。结果表明: 在对四旋翼无人机的运动特性影响方面, 桨叶挥舞和风阻对其影响程度相当; 风切变和突风产生低频影响, 导致无人机存在大角度俯仰角和滚转角; 而紊流风将产生高频抖动影响, 且存在风切变和突风时的紊流风影响更大; 因此在进行复杂环境四旋翼无人机高精度控制系统设计时, 应该综合考虑风切变、突风、紊流风以及受空速影响的桨叶挥舞和风阻因素。在此基础之上, 可以进一步开展姿态滤波、干扰估

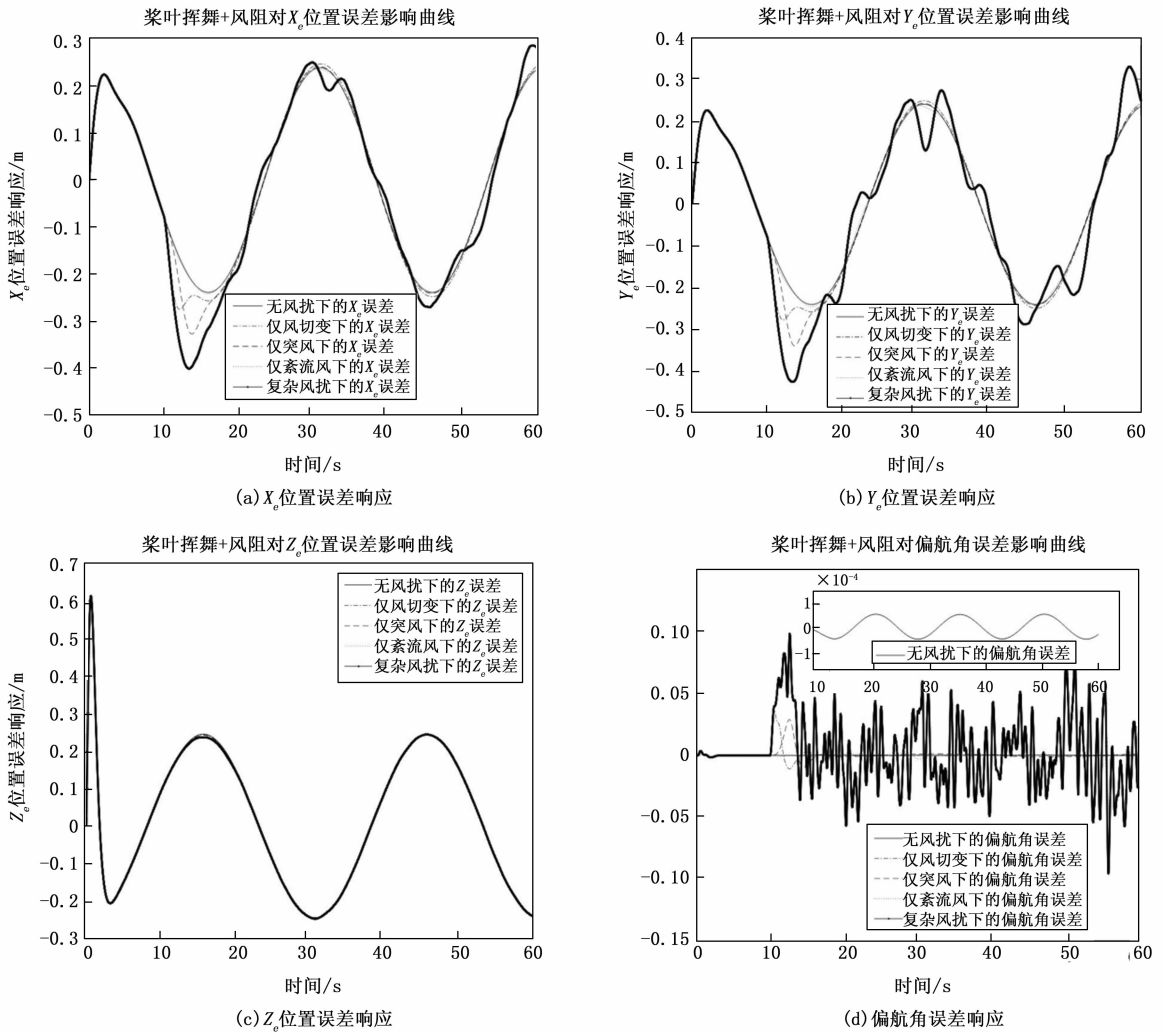


图 7 复杂风扰动下的轨迹跟踪运动误差特性

计和干扰补偿研究,以提高复杂环境下四旋翼无人机的高精度控制,进而适应未来多样的任务要求。本文的研究结果具有一定的工程指导意义。

参考文献:

[1] 张世勇, 张雪波, 苑晶, 等. 旋翼无人机环境覆盖与探索规划方法综述 [J]. 控制与决策, 2022, 37 (3): 513 - 529.

[2] 施晓航, 徐勇勤. 旋翼无人机的多机协同自主探索决策技术综述 [J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44 (10): 182 - 190.

[3] 郭晶晶, 刘允刚, 满永超, 等. 自主多旋翼无人机系统: 感知、规划与控制 [J]. 控制理论与应用, 2024, 41 (10): 1707 - 1725.

[4] WOLEK A, CHENG S, GOSWAMI D, et al. Cooperative mapping and target search over an unknown occupancy graph using mutual in formation [J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2020, 5 (2): 1071 - 1078.

[5] BASIRI A, MARIANI V, SILANO G, et al. A survey on the application of path-planning algorithms for multi-rotor UAVs in precision agriculture [J]. The Journal of Navigation, 2022, 75 (2): 364 - 383.

[6] 宋飞宇, 张志军, 张勇, 等. 多旋翼无人机快速设计方法与工程应用 [J]. 机械设计, 2022, 39 (3): 117 - 122.

[7] 郭凯阳, 林德福, 杨丹, 等. 四旋翼前飞模式的频域辨识建模与控制设计 [J]. 弹箭与制导学报, 2022, 42 (3): 15 - 23.

[8] 石喜玲, 孙运强, 李静, 等. 四旋翼动力学建模及非线性 PID 轨迹跟踪控制 [J]. 科学技术与工程, 2020, 20 (6): 2489 - 2493.

[9] 杜明, 赵燕飞, 范书瑞, 等. 多旋翼飞行器建模与控制设计 [J]. 科学技术与工程, 2021, 21 (17): 7180 - 7186.

[10] 尹欣繁, 车兵辉, 章贵川, 等. 小型旋翼无人机建模及航线控制研究 [J]. 火力与指挥控制, 2022, 47 (2): 140 - 145.

(下转第 211 页)