全驱动倾转四旋翼式飞枪的建模与控制

曹　凡,王　军,张驰宸,鲍尚华,谢姜琪,杨玉充
(南京理工大学 自动化学院,江苏 南京 210000)

摘　要: 欠驱动的机/枪一体式四旋翼飞枪位置和姿态的控制存在耦合,无法实现带俯仰角的悬停射击,移动射击过程中火控策略复杂。设计了一种全驱动的倾转四旋翼无人机,并以此作为飞枪载体,在实现系统解耦的同时,简化了控制分配方法。首先通过牛顿欧拉法对系统进行数学建模,然后利用反步法设计控制器并证明系统稳定性,最后通过Simulink进行仿真实验。实验结果表明:本文设计的全驱动飞枪模型可实现位置和姿态的解耦控制,跟踪误差小,可满足飞枪悬停射击、移动射击的射击要求,适用于实时性要求高的飞/火控系统。

关键词: 飞枪(UAV); 全驱动系统; 倾转四旋翼无人机(UAV); 反步控制; 火控

中图分类号: V 275　　**文献标志码:** A　　**DOI:** 10.19328/j.cnki.2096-8655.2024.03.017

引用格式: 曹凡,王军,张驰宸,等.全驱动倾转四旋翼式飞枪的建模与控制[J].上海航天(中英文),2024,41(3):159-166.

Modeling and Control of a Fully-actuated Tilting Quadrotor Gun-armed UAV

CAO Fan, WANG Jun, ZHANG Chichen, BAO Shanghua, XIE Jiangqi, YANG Yuchong
(School of Automation, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210000, Jiangsu, China)

Abstract: Owing to the coupling of position and attitude control, a conventional under-actuated quadrotor gun-armed unmanned aerial vehicle (UAV) is incapable of hovering fire with pitch angles. Besides, the fire control strategy is complicated during the mobile fire process. In this paper, a fully-actuated tilting quadrotor gun-armed UAV is designed as a gun platform, by which not only the system is decoupled but also the control allocation method is simplified. First, the system is modeled by the Newton-Euler method mathematically. Then, a controller is designed based on the backstepping approach, and the stability of the system is verified. Finally, simulation experiments are conducted with the Simulink software. The experimental results demonstrate that the fully-actuated tilting quadrotor gun-armed UAV model designed in this study can achieve decoupled control of position and attitude with a minimal tracking error. It can meet the requirements of hovering and mobile fire missions, and is suitable for flight/fire control systems with high real-time demands.

Key words: gun-armed unmanned aerial vehicle (UAV); fully-actuated system; tilting quadrotor UAV; backstepping control; fire control

0　引言

随着现代战争走向信息化、智能化和无人化,武装无人机凭借其隐蔽性高、机动性强[1-2]、成本相对较低的特点,逐渐成为各国军事装备发展的关键领域。在近年的局部战争中,无人机在侦查、拦截、打击方面均有不俗表现,取得了令人瞩目的战果。

枪式武装无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV),通常称为飞枪[3],主要分为机/枪一体式和机/枪独立式2种结构。机/枪一体式飞枪结构简

收稿日期: 2024-04-19; **修回日期:** 2024-04-24
基金项目: 领域基金项目(2021-JCJQ-JJ-0883)
作者简介: 曹　凡(1995—),男,硕士生,主要研究方向为兵器火力控制、智能火控。
通信作者: 王　军(1980—),男,研究员,博士,主要研究方向为兵器火力控制、射击效能分析、智能火控。

单、便于携带、易于拆卸,对机动战争有其独有的优势。目前一体式飞枪通常以普通的四旋翼无人机为载体,属于欠驱动系统,存在位置控制和姿态控制的强耦合[4]。飞枪调整枪线即调整飞枪姿态时必然导致机体位置的移动,无法实现带俯仰角的悬停射击;针对移动射击,则需要通过飞/火控耦合器等复杂控制策略得到飞行轨迹[5],射击响应速度慢,射击精度低。针对上述问题,本文选用倾转四旋翼无人机替代普通四旋翼无人机作为飞枪的机体,将无人机的位移和姿态解耦。倾转四旋翼无人机多采用为每个旋翼增加一个倾转自由度,每个倾转角独立控制的方式[6-11],将无人机变为八输入六输出的过驱动系统[12],其采用的二次规划、广义逆法[13-14]等控制分配策略较为复杂,不适用于对实时性要求较高的飞枪系统。本文通过为每个旋翼增加2个自由度的倾转角,同一自由度的倾转角相同,实现六输入六输出的全驱动系统,简化了控制策略。同时利用反步法[15-19]加以控制,使该全驱动倾转四旋翼式飞枪实现即查即打的悬停射击及跟随射击。

1 全驱动倾转四旋翼式飞枪动力学建模

本文设计的全驱动倾转四旋翼式飞枪采用机/枪一体式"H"形布局,结构如图1所示,枪体即是机体,沿 X_b 轴分布,旋翼1、3顺时针旋转,旋翼2、4逆时针旋转。本文给四旋翼各增加2两个倾转自由度,分别控制旋翼进行俯仰向(α 度)和滚转向(β 度)的倾转,不同旋翼同一自由度的倾转角相同,将倾转四旋翼式飞枪简化为六输入六输出的全驱动系统,实现对无人机位置和姿态的解耦控制。

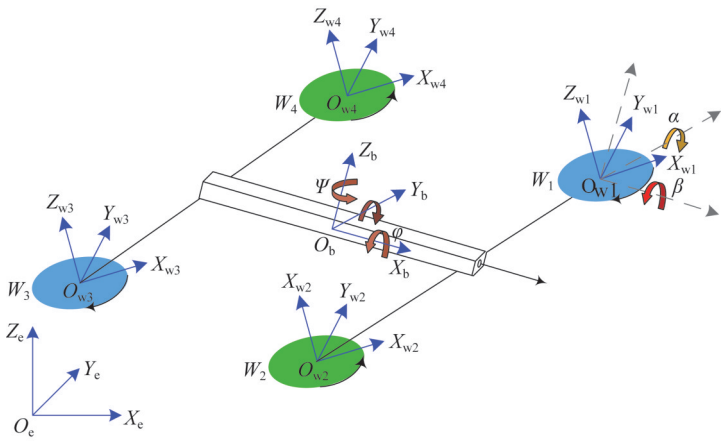

图1 倾转四旋翼式飞枪结构

Fig. 1 Structure of the tilting quadrotor gun-armed UAV

本文主要涉及机翼坐标系 C_{wi}:$\{O_{wi};\ X_{wi};\ Y_{wi};\ Z_{wi}\}(i=1,2,3,4)$、机体坐标系 C_b:$\{O_b;\ X_b;\ Y_b;\ Z_b\}$ 和大地坐标系 C_e:$\{O_e;\ X_e;\ Y_e;\ Z_e\}$,初始状态下,机体坐标系和大地坐标系重合。设定 $\boldsymbol{R}_x\varphi$、$\boldsymbol{R}_y\theta$、$\boldsymbol{R}_z\psi$ 分别代表右手坐标系绕 x、y、z 轴旋转 φ、θ、ψ 度的旋转矩阵,规定逆时针为正。则由机体坐标系 C_b 旋转至大地坐标系 C_e 的旋转矩阵为

$$\boldsymbol{R}_b^e=\boldsymbol{R}_x\varphi\cdot\boldsymbol{R}_y\theta\cdot\boldsymbol{R}_z\psi=\begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta c\psi & -s\theta \\ c\psi s\theta s\varphi-c\varphi s\psi & c\varphi c\psi+s\theta s\varphi s\psi & c\theta s\varphi \\ s\varphi s\psi+c\varphi c\psi s\theta & c\varphi s\theta s\psi-c\psi s\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中:φ、θ、ψ 分别为飞枪的滚转角、俯仰角、偏航角。此外,本文中均用 s•表示 sin(•),c•表示 cos(•),•指代任意角度。

由机翼坐标系 C_{wi} 旋转至和机体坐标系 C_b 平行的旋转矩阵为

$$\boldsymbol{R}_{wi}^b=(\boldsymbol{R}_x\beta\cdot\boldsymbol{R}_y\alpha)^{-1}=\boldsymbol{R}_y(-\alpha)\cdot\boldsymbol{R}_x(-\beta)=\begin{bmatrix} c\alpha & s\alpha s\beta & s\alpha c\beta \\ 0 & c\beta & -s\beta \\ -s\alpha & c\alpha s\beta & c\alpha c\beta \end{bmatrix} \tag{2}$$

飞枪在空中所受到的力主要由4个旋翼旋转产生的升力、飞枪所受重力以及空气阻力构成,其中4个旋翼所产生的总升力为 $T=\sum_{i=1}^{4}T_i=C_T\sum_{i=1}^{4}w_i^2\ (i=1,2,3,4)$,$C_T$ 为升力系数,w_i 为各旋翼的转速,而空气阻力相对较小,忽略不计。故经过旋翼倾转和姿态旋转后大地坐标系下飞枪的整体受力情况为

$$F=F_{\mathrm{e}}-\begin{bmatrix}0 & 0 & mg\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=$$
$$R_{\mathrm{b}}^{\mathrm{e}}R_{\mathrm{w}i}^{\mathrm{b}}\begin{bmatrix}0 & 0 & T\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}-\begin{bmatrix}0 & 0 & mg\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=$$
$$\begin{bmatrix}\mathrm{c}\theta\mathrm{c}\psi\mathrm{s}\alpha\mathrm{c}\beta T-\mathrm{c}\theta\mathrm{s}\psi\mathrm{s}\beta T-\mathrm{s}\theta\mathrm{c}\alpha\mathrm{c}\beta T\\(\mathrm{c}\psi\mathrm{s}\theta\mathrm{s}\varphi-\mathrm{c}\varphi\mathrm{s}\psi)\mathrm{s}\alpha\mathrm{c}\beta T-(\mathrm{c}\varphi\mathrm{c}\psi+\mathrm{s}\theta\mathrm{s}\varphi\mathrm{s}\psi)\mathrm{s}\beta T+\\\mathrm{c}\theta\mathrm{s}\varphi\mathrm{c}\alpha\mathrm{c}\beta T\\(\mathrm{s}\varphi\mathrm{s}\psi+\mathrm{c}\varphi\mathrm{c}\psi\mathrm{s}\theta)\mathrm{s}\alpha\mathrm{c}\beta T-(\mathrm{c}\varphi\mathrm{s}\theta\mathrm{s}\psi-\mathrm{c}\psi\mathrm{s}\varphi)\mathrm{s}\beta T+\\\mathrm{c}\theta\mathrm{c}\varphi\mathrm{c}\alpha\mathrm{c}\beta T\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}0\\0\\mg\end{bmatrix}\tag{3}$$

式中：F_{e}为大地坐标系下飞枪所受总升力；m为飞枪质量；g为本地重力加速度。

飞枪所受到的力矩主要由驱动力矩M_{t}、反扭力矩M_{q}以及陀螺效应产生的力矩M_{g}[20]构成，现依次对其进行分析。

驱动力矩取决于升力和力臂，每个旋翼中心相对于机体中心的力臂为

$$O_{\mathrm{w1}}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}d_x\\d_y\\0\end{bmatrix}\quad O_{\mathrm{w2}}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}d_x\\-d_y\\0\end{bmatrix}$$
$$O_{\mathrm{w3}}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}-d_x\\-d_y\\0\end{bmatrix}\quad O_{\mathrm{w4}}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}-d_x\\d_y\\0\end{bmatrix}\tag{4}$$

式中：d_x为旋翼中心到机体坐标系Y_b轴的距离；d_y为旋翼中心到机体坐标系X_b轴的距离。

则经过旋翼倾转后驱动力矩为

$$M_{\mathrm{t}}=\begin{bmatrix}M_{\mathrm{tx}} & M_{\mathrm{ty}} & M_{\mathrm{tz}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=$$
$$\sum_{i=1}^{4}O_{\mathrm{w}i}^{\mathrm{b}}\times R_{\mathrm{w}i}^{\mathrm{b}}\begin{bmatrix}0 & 0 & T_i\end{bmatrix}=$$
$$\begin{bmatrix}\mathrm{c}\alpha\mathrm{c}\beta d_yC_{\mathrm{T}}(w_1^2-w_2^2-w_3^2+w_4^2)\\\mathrm{c}\alpha\mathrm{c}\beta d_xC_{\mathrm{T}}(-w_1^2-w_2^2+w_3^2+w_4^2)\\\mathrm{s}\beta d_xC_{\mathrm{T}}(-w_1^2-w_2^2+w_3^2+w_4^2)-\\\mathrm{s}\alpha\mathrm{c}\beta d_yC_{\mathrm{T}}(w_1^2-\\w_2^2-w_3^2+w_4^2)\end{bmatrix}\tag{5}$$

4 个旋翼的反扭力矩分别为$Q_i=\begin{bmatrix}0 & 0 & (-1)^{i-1}C_{\mathrm{M}}w_i^2\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$，其中$C_{\mathrm{M}}$为反扭力矩系数，则经过旋翼倾转后总反扭力矩为

$$M_{\mathrm{q}}=\begin{bmatrix}M_{\mathrm{qx}} & M_{\mathrm{qy}} & M_{\mathrm{qz}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=\sum_{i=1}^{4}R_{\mathrm{w}i}^{\mathrm{b}}Q_i=$$
$$\begin{bmatrix}\mathrm{s}\alpha\mathrm{c}\beta C_{\mathrm{M}}(w_1^2-w_2^2+w_3^2-w_4^2)\\-\mathrm{s}\beta C_{\mathrm{M}}(w_1^2-w_2^2+w_3^2-w_4^2)\\\mathrm{c}\alpha\mathrm{c}\beta C_{\mathrm{M}}(w_1^2-w_2^2+w_3^2-w_4^2)\end{bmatrix}\tag{6}$$

记$\boldsymbol{\Omega}=\begin{bmatrix}p & q & r\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为飞枪机体角速度，$J_{\mathrm{p}}$是电机转子和旋翼转动的转动惯量之和，则陀螺效应产生的力矩为

$$M_{\mathrm{g}}=\begin{bmatrix}M_{\mathrm{gx}} & M_{\mathrm{gy}} & M_{\mathrm{gz}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=$$
$$J_{\mathrm{p}}\sum_{i=1}^{4}\boldsymbol{\Omega}\times R_{\mathrm{w}i}^{\mathrm{b}}\begin{bmatrix}0 & 0 & (-1)^iw_i\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=$$
$$J_{\mathrm{p}}\begin{bmatrix}-(rs_\beta+qc_\alpha c_\beta)(w_1-w_2+w_3-w_4)\\(pc_\alpha c_\beta-rs_\alpha c_\beta)(w_1-w_2+w_3-w_4)\\(ps_\beta+qs_\alpha c_\beta)(w_1-w_2+w_3-w_4)\end{bmatrix}\tag{7}$$

根据牛顿-欧拉方程，飞枪的动力学方程如下：

$$N\begin{bmatrix}\dot{v}\\\dot{\boldsymbol{\Omega}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}F\\M_{\mathrm{t}}+M_{\mathrm{q}}+M_{\mathrm{g}}-M_{\mathrm{k}}\end{bmatrix}\tag{8}$$

其中，$N=\mathrm{diag}\{m\quad m\quad m\quad J_x\quad J_y\quad J_z\}$为惯性矩阵，$J_x$、$J_y$、$J_z$是飞枪绕三轴旋转的转动惯量，$v=\begin{bmatrix}\dot{x} & \dot{y} & \dot{z}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为飞枪线速度，$M_{\mathrm{k}}=\begin{bmatrix}M_{\mathrm{kx}} & M_{\mathrm{ky}} & M_{\mathrm{kz}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=\begin{bmatrix}qr(J_z-J_y) & pr(J_x-J_z) & pq(J_y-J_x)\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为科氏、向心力矩阵，令$M=\begin{bmatrix}M_x & M_y & M_z\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=M_{\mathrm{t}}+M_{\mathrm{q}}$，即虚拟控制输出的控制力矩。

在小扰动情况下，姿态角变换较小，飞枪姿态角速度和机体角速度相等，即$\begin{bmatrix}\dot{\varphi} & \dot{\theta} & \dot{\psi}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=\begin{bmatrix}p & q & r\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$，将式(3)、式(5)、式(6)、式(7)代入式(8)，可得飞枪动力学数学模型如下[11]：

$$\begin{cases}\ddot{x}=\dfrac{1}{m}(c_\theta c_\psi s_\alpha c_\beta T-c_\theta s_\psi s_\beta T-\\\quad s_\theta c_\alpha c_\beta T)\\\ddot{y}=\dfrac{1}{m}[(c_\psi s_\theta s_\varphi-c_\varphi s_\psi)s_\alpha c_\beta T-\\\quad(c_\varphi c_\psi+s_\theta s_\varphi s_\psi)s_\beta T+c_\theta s_\varphi c_\alpha c_\beta T]\\\ddot{z}=\dfrac{1}{m}[(s_\varphi s_\psi+c_\varphi c_\psi s_\theta)s_\alpha c_\beta T-\\\quad(c_\varphi s_\theta s_\psi-c_\psi s_\varphi)s_\beta T+c_\theta c_\varphi c_\alpha c_\beta T]-g\\\ddot{\varphi}=\dot{p}=\dfrac{1}{J_x}(c_\alpha c_\beta\tau_x+s_\alpha c_\beta\tau_z+M_{\mathrm{gx}}-M_{\mathrm{kx}})\\\ddot{\theta}=\dot{q}=\dfrac{1}{J_y}(c_\alpha c_\beta\tau_y-s_\beta\tau_z+M_{\mathrm{gy}}-M_{\mathrm{ky}})\\\ddot{\psi}=\dot{r}=\dfrac{1}{J_z}(s_\beta\tau_y-s_\alpha c_\beta\tau_x+\\\quad c_\alpha c_\beta\tau_z+M_{\mathrm{gz}}-M_{\mathrm{kz}})\end{cases}\tag{9}$$

其中，$T=C_{\mathrm{T}}(w_1^2+w_2^2+w_3^2+w_4^2)$，$\tau_x=d_yC_{\mathrm{T}}(w_1^2-w_2^2-w_3^2+w_4^2)$，$\tau_y=d_xC_{\mathrm{T}}(-w_1^2-w_2^2+w_3^2+w_4^2)$，

$\tau_z = C_M(w_1^2 - w_2^2 + w_3^2 - w_4^2)$。

相较于普通的四旋翼无人机系统,该模型通过增加2个自由度的倾转角实现位置和姿态的解耦;相较于过驱动倾转四旋翼系统,减少了控制量数量,简化了控制方法。

2 全驱动倾转四旋翼式飞枪控制系统设计

2.1 基于反步法的控制器设计

该飞枪模型属于典型的非线性系统,本文采用反步法加以控制,由式(8)可得系统的非线性状态空间表达式:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}_1 = \boldsymbol{x}_2 \\ \dot{\boldsymbol{x}}_2 = \boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{x}_1 \end{cases} \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{x}_1 = [x \quad y \quad z \quad \varphi \quad \theta \quad \psi]^{\mathrm{T}}$即飞枪的位移和姿态状态变量,$\boldsymbol{u} = [\boldsymbol{F}_e^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{M}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$表示飞枪所受升力分量和虚拟控制力矩,$\boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2) = \boldsymbol{N}^{-1}[0 \quad 0 \quad -mg \quad (\boldsymbol{M}_g - \boldsymbol{M}_k)^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{B} = \boldsymbol{N}^{-1}$。

定义误差函数为$\boldsymbol{e}_1 = \boldsymbol{x}_1 - \boldsymbol{x}_d$,$\boldsymbol{x}_d$为飞枪的期望位置和姿态,$\boldsymbol{e}_2 = \boldsymbol{x}_2 - \boldsymbol{\alpha}$,$\boldsymbol{\alpha}$为虚拟控制量,根据Lyapunov稳定性原理,取正定的Lyapunov函数为$\boldsymbol{V}_1 = \frac{1}{2}\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1$,则

$$\dot{\boldsymbol{V}}_1 = \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{e}}_1 = \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}(\dot{\boldsymbol{x}}_1 - \dot{\boldsymbol{x}}_d) = \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{e}_2 + \boldsymbol{\alpha} - \dot{\boldsymbol{x}}_d) \tag{11}$$

取$\boldsymbol{\alpha} = \dot{\boldsymbol{x}}_d - \boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1$,$\boldsymbol{K}_1$为6阶正对角矩阵,则$\dot{\boldsymbol{V}}_1 = \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{e}_2 - \boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1)$

取$\boldsymbol{V}_2 = \boldsymbol{V}_1 + \frac{1}{2}\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_2$

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{V}}_2 &= \dot{\boldsymbol{V}}_1 + \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{e}}_2 = \dot{\boldsymbol{V}}_1 + \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}(\dot{\boldsymbol{x}}_2 - \dot{\boldsymbol{\alpha}}) = \\ &\dot{\boldsymbol{V}}_1 + \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} - \dot{\boldsymbol{\alpha}}] = \\ &\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{e}_2 - \boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1) + \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} - \dot{\boldsymbol{\alpha}})] \end{aligned} \tag{12}$$

$$\text{取}\ \boldsymbol{u} = \boldsymbol{B}^{-1}[-\boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2) + \dot{\boldsymbol{\alpha}} - \boldsymbol{e}_1 - \boldsymbol{K}_2\boldsymbol{e}_2] \tag{13}$$

其中,$\boldsymbol{K}_2$为6阶正对角矩阵,则

$$\dot{\boldsymbol{V}}_2 = -\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1 - \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{e}_2 \leqslant 0 \tag{14}$$

恒成立,证明该控制器可使本文设计的飞枪系统渐进稳定。

2.2 位置姿态独立的控制分配方案

因位置和姿态实现解耦,故可分别对其进行控制。根据式(9)的数学模型可知,当4个旋翼的转速相同时不会产生控制力矩,故飞枪的姿态角不会发生变化,此时通过控制旋翼倾转角和飞枪总升力即可实现位移控制。在此基础上进一步分配4个旋翼的转速,即可实现姿态的解耦控制,控制思路明确。与常规的过驱动倾转四旋翼无人机系统相比,降低了控制分配的难度,其整体的控制分配方案如图2所示。

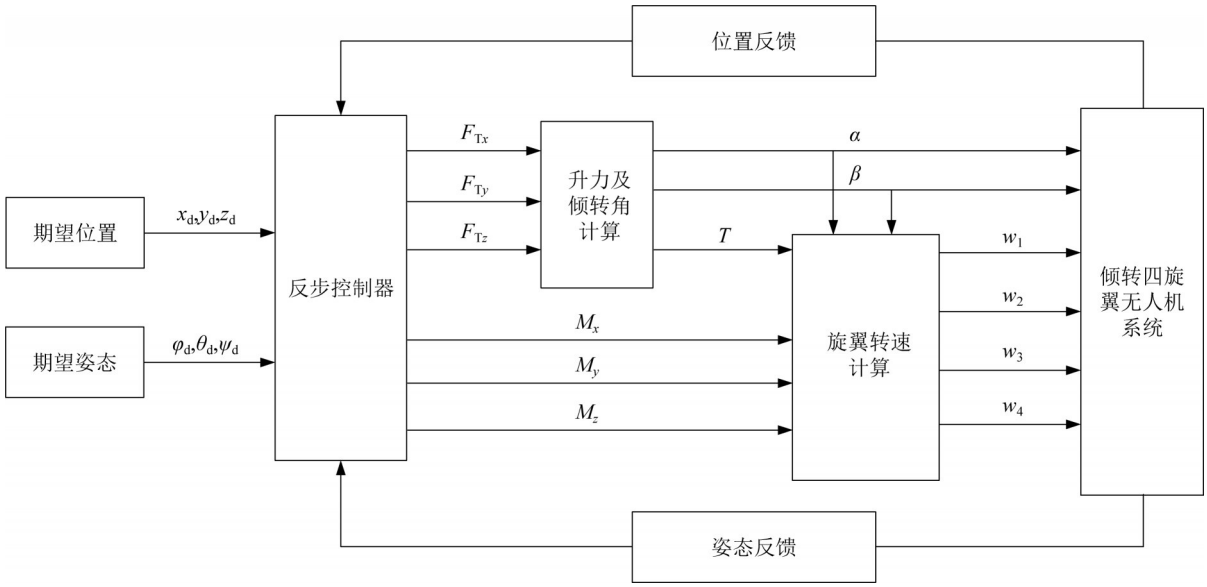

图2 控制分配方案

Fig. 2 Schematic diagram of the control allocation scheme

由反步法所得控制器即式(13)，并由大地坐标系旋转至机体坐标系，可得机体坐标系下旋翼旋转产生的控制力为

$$F_{\mathrm{T}}=\begin{bmatrix}F_{\mathrm{T}x}\\F_{\mathrm{T}y}\\F_{\mathrm{T}z}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}s_\alpha c_\beta T\\-s_\beta T\\c_\alpha c_\beta T\end{bmatrix}\tag{15}$$

由式(15)可求得飞枪总升力及旋翼倾转角：

$$\begin{cases}\alpha=\arcsin\dfrac{F_{\mathrm{T}x}}{\sqrt{F_{\mathrm{T}x}^2+F_{\mathrm{T}z}^2}}\\\beta=\arctan\dfrac{-F_{\mathrm{T}y}}{\sqrt{F_{\mathrm{T}x}^2+F_{\mathrm{T}z}^2}}\\T=\sqrt{F_{\mathrm{T}x}^2+F_{\mathrm{T}y}^2+F_{\mathrm{T}z}^2}\end{cases}\tag{16}$$

由总升力结合式(9)可得虚拟控制输出和转速的映射关系如下：

$$\begin{bmatrix}T\\M_x\\M_y\\M_z\end{bmatrix}=\boldsymbol{AB}\begin{bmatrix}w_1^2\\w_2^2\\w_3^2\\w_4^2\end{bmatrix}\tag{17}$$

其中，

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}1&0&0&0\\0&c_\alpha c_\beta&0&s_\alpha c_\beta\\0&0&c_\alpha c_\beta&-s_\beta\\0&-s_\alpha c_\beta&s_\beta&c_\alpha c_\beta\end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}C_{\mathrm{T}}&C_{\mathrm{T}}&C_{\mathrm{T}}&C_{\mathrm{T}}\\C_{\mathrm{T}}d_y&-C_{\mathrm{T}}d_y&-C_{\mathrm{T}}d_y&C_{\mathrm{T}}d_y\\-C_{\mathrm{T}}d_x&-C_{\mathrm{T}}d_x&C_{\mathrm{T}}d_x&C_{\mathrm{T}}d_x\\C_{\mathrm{M}}&-C_{\mathrm{M}}&C_{\mathrm{M}}&-C_{\mathrm{M}}\end{bmatrix}$$

从而可得旋翼转速分配如下：

$$\begin{bmatrix}w_1^2\\w_2^2\\w_3^2\\w_4^2\end{bmatrix}=\boldsymbol{B}^{-1}\boldsymbol{A}^{-1}\begin{bmatrix}T\\M_x\\M_y\\M_z\end{bmatrix}\tag{18}$$

通过反步法设计的控制器，可以根据期望位移和姿态获得虚拟控制输出，包括期望升力和期望力矩。全驱动模型进一步简化了虚拟控制输出到执行机构输出的映射过程，通过调整 2 个自由度的倾转角和升力控制飞枪的线运动，通过分配 4 个旋翼的转速控制飞枪的角运动。

3　仿真结果

本文在模拟飞枪实际射击过程中，暂不考虑飞枪射击时可能产生的冲击振动和受到风扰的影响，重点研究飞枪在不同射击场景下的表现。飞枪需要能够可靠地跟踪期望位移和姿态，能够实现带俯仰角的悬停射击，并且能够在跟踪射击过程中保持固定的姿态角。

3.1　轨迹跟踪仿真

假定飞枪依次进行爬升运动、沿 x 轴和 y 轴的平移运动，三维立体运动以及陀螺上升运动，如图 3 所示，飞枪均准确地跟踪了设定的飞行轨迹，仅在轨迹发生突变时存在一定的调整阶段，经计算，x、y、z 向的平均跟踪误差分别为 3.13、3.76、0.25 cm。

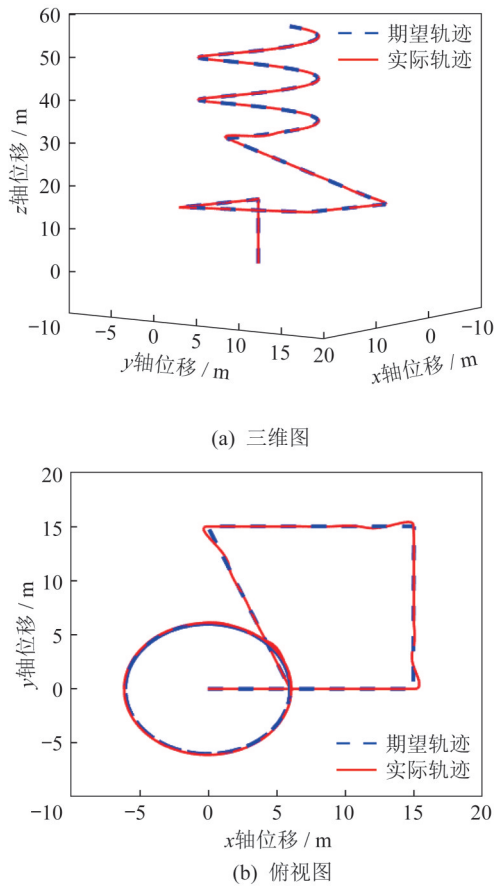

图 3　轨迹跟踪仿真

Fig. 3　Simulation diagram of trajectory tracking

3.2　悬停射击仿真

模拟飞枪的悬停射击，即“静打动”射击模式。在 0～5 s 内，模拟射击目标在飞枪正前方移动，飞枪不断调整自身的俯仰角进行射击；在 5～10 s 内，模拟射击目标绕飞枪做匀速圆周运动，此时飞枪保持一定俯仰角后进行偏航角的匀速运动。在射击过程中，位置和姿态的变化如图 4 所示，在调整俯仰角和偏航角的过程中，位置和滚转角的变化极小，可

忽略不计,证明本模型实现了位置和姿态的解耦。同时,姿态角准确地跟踪了设定目标值,经计算俯仰角和偏航角的平均跟踪误差分别为0.033、0.117 mrad,满足悬停射击要求。

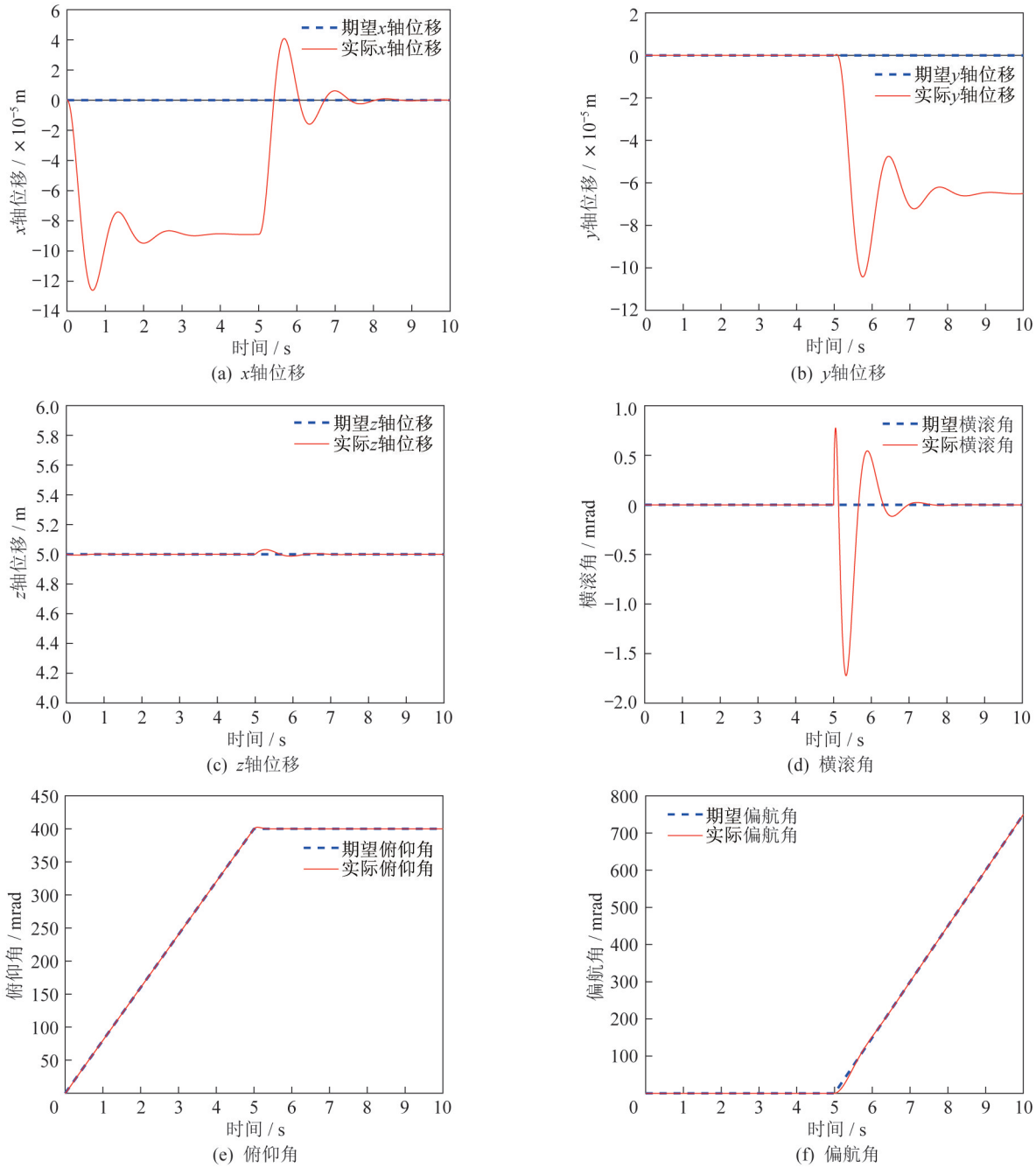

图4 悬停射击仿真

Fig. 4 Simulation diagram of hovering fire

3.3 跟踪射击仿真

模拟飞枪的跟踪射击,即“动打动”射击模式。在0~10 s内,保持固定的俯仰角和偏航角,飞枪分别沿x、y轴做匀速运动,在位置变化的过程中,姿态保持不变。在10~20 s内模拟跟踪射击最常见的情形,飞枪在移动的过程中,根据光电捕捉的目标信息不断调整自身的俯仰角和偏航角,考验飞枪的综合跟踪能力。如图5所示,位置、姿态均可实现准确跟踪,滚转角虽会产生较小的波动,但其不影响射击精度。

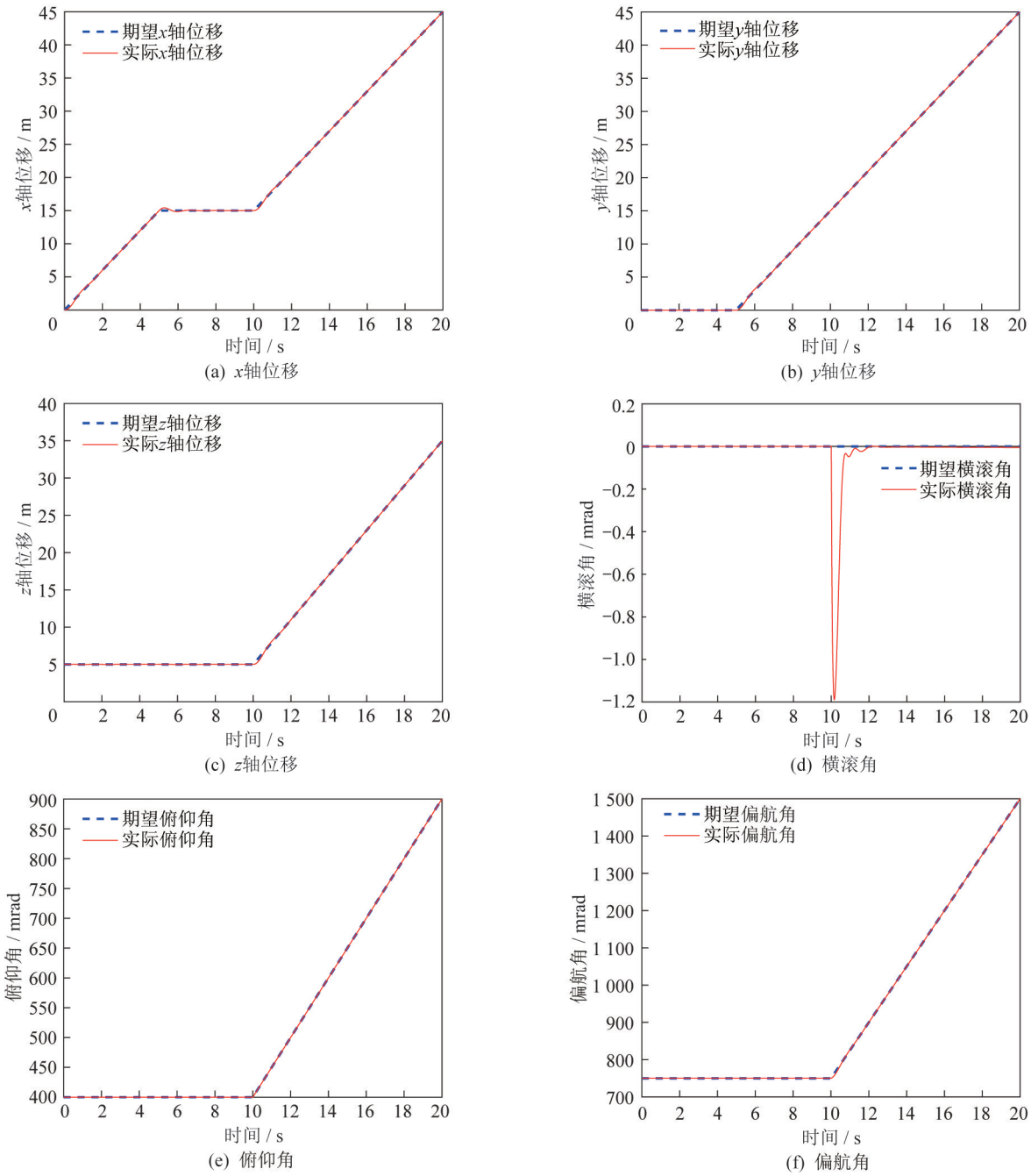

图 5　跟踪射击仿真

Fig. 5　Simulation diagram of mobile fire

综合上述实验,本文设计的模型和控制系统可实现位置和姿态的解耦控制,跟踪准确,符合飞枪在悬停射击和跟踪射击时的射击要求。

4　结束语

本文设计了一种全驱动倾转四旋翼机/枪一体式飞枪,解决了普通四旋翼式飞枪在位置和姿态上的耦合问题,可实现普通四旋翼式飞枪无法做到的悬停射击,极大地降低了飞枪移动射击过程中火控的控制难度。同时,通过控制旋翼 2 个维度的倾转角,将倾转四旋翼无人机由八输入六输出的过驱动系统简化为六输入六输出的全驱动系统,简化了控制分配策略,适用于对实时性要求较高的飞/火控系统。经过仿真,通过反步控制,该飞枪模型可准确地跟踪设定轨迹和设定姿态,位移和姿态实现解耦,可满足飞枪包括悬停射击、移动射击等的射击

要求。

目前的研究未考虑飞枪在连续射击过程中受到的冲击及在空中风扰的影响,在未来的工作中,将考虑此类扰动,对控制方法进一步优化,并分析在扰动下飞枪的控制效果及射击精度。

参考文献

[1] 娄泰山,杨宁,柳恒桂,等.多旋翼无人机飞行控制技术发展现状与展望[C]//中国工程院.2018智能无人系统大会(北京).北京:中国工程院,2018:1-8.

[2] 甄红涛,齐晓慧,夏明旗,等.四旋翼无人直升机飞行控制技术综述[J].飞行力学,2012,30(4):295-299.

[3] 梁可可.某小型巡飞枪结构设计与飞行控制研究[D].南京:南京理工大学,2021.

[4] 全权.多旋翼飞行器设计与控制[M].杜光勋,赵峙尧,戴训华,等,译.北京:电子工业出版社,2018:108-113.

[5] 闫威,刘杰,谢东来,等.无人作战飞机对地攻击火/飞耦合控制器设计[J].火力与指挥控制,2013,38(2):120-123.

[6] BADR S, MEHREZ O, KABEEL A E. A design modification for a quadrotor UAV: modeling, control and implementation [J]. Advanced Robotics, 2019, 33(1):13-32.

[7] RYLL M,BULTHOFF H H,GIORDANO P R.A Novel Overactuated Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle: Modeling,Control,and Experimental Validation[J].IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2015, 23(2):540-556.

[8] 郁立勇,李宝玉,秦昌茂.飞行器自适应ESO姿态控制器设计[J].飞控与探测,2022,5(6):26-31.

[9] MAHONY R, KUMAR V, CORKE P. Multirotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor[J].IEEE Robotics & Automation Magazine, 2012,19(3):20-32.

[10] 余志凯,黄子豪,傅瑾瑜,等.基于嵌套饱和的四旋翼无人机吊挂负载控制器设计[J].飞控与探,2023,6(3):37-43.

[11] 司守奎,孙玺菁.数学建模算法与应用[M].北京:国防工业出版社,2011:32.

[12] 卢凯文,杨忠,张秋雁,等.推力矢量可倾转旋翼飞行器自抗扰飞行控制方法[J].控制理论与应用,2020,37(6):1377-1387.

[13] 李继财.基于反步与QP联合的倾转四旋翼运动控制研究[D].长春:吉林大学,2021.

[14] ALKAMACHI A, ERÇELEBI E. H∞ control of an overactuated tilt rotors quadcopter[J].Journal of Central South University,2018,25(3):586-599.

[15] DOLATABADI S H, YAZDANPANAH M J. MIMO sliding mode and backstepping control for a quadrotor UAV [C]//IEEE. Tehran 2015 23rd Iranian Conference on Electrical Engineering. Washington D. C.,USA:IEEE,2015:994-999.

[16] DAS A, LEWIS F, SUBBARAO K. Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics [J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems,2009,56(1-2):127-151.

[17] BOUCHOUCHA M,SEGHOUR S,OSMANI H,et al. Integral backstepping for attitude tracking of a quadrotor system[J].Electronics & Electrical Engineering,2011, 116(10):75-80.

[18] 高翔,张烁,何仁,等.可倾转四旋翼飞行器动力学建模与反步控制[J].工业控制计算机,2022,35(9):72-77.

[19] 郭妍,吴美平,唐康华,等.基于积分反步法的四旋翼飞行器控制设计[J].智能科学与技术学报,2019,1(2):133-139.

[20] JUN L, YUNTANG L. Dynamic Analysis and PID control for a quadrotor [C]//IEEE. 2011 IEEE International Conference Mechatronics and Automation. Beijing:IEEE,2011:573-578.