

doi: 10.7690/bgzd.2015.06.021

## 基于滑模的空中加油受油机会合制导与控制

袁锁中, 龚全铨, 张 进

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

**摘要:** 为实现空中加油过程中受油机与加油机自主会合, 建立满足会合要求的滑模控制面, 设计相应制导律。根据受油机与加油机相对位置与速度得出受油机前向加速度指令。基于六自由度受油机动力学模型, 采用时标分离将受油机的角运动系统分为快慢回路, 采用动态逆方法分别进行系统设计和设计满足跟踪会合要求的速度控制律, 并以无人机自主跟踪加油机实现会合为例进行仿真。结果表明: 该系统能引导受油机实现与加油机的会合, 具有良好的动态性能。

**关键词:** 空中加油; 会合; 动态逆; 滑模控制

**中图分类号:** TJ85 **文献标志码:** A

## Guidance and Control of Autonomous Aerial Refueling Rendezvous Based on Sliding Mode Method

Yuan Suozhong, Gong Quanquan, Zhang Jin

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** This paper studies the guidance and control for UAV aerial refueling rendezvous problem. Based on the relative position and line of sight between the receiver and the tanker aircraft, the receiver rendezvous normal and lateral flight control command are generated using sliding mode method. The forward acceleration command is generated using the relative speed and range between the receiver and tanker. In flight control loop, based on the 6-DOF model, the angular rate loop and the attitude loop are separated based on time-scale and the control law is designed using dynamic inversion. Nonlinear digital simulation results demonstrate that the controller is capable of guidance the receiver rendezvous with the tanker, and has good transient performance.

**Keywords:** aerial refueling; rendezvous; dynamic inversion; sliding mode control

### 0 引言

随着无人机的广泛使用, 其作用也越来越大。为了能够有效增加无人机滞空执行任务的时间, 延长航程, 增加任务载荷, 无人机必须具备空中加油能力<sup>[1]</sup>。无人机进行空中加油已经成为未来无人机技术的发展趋势。空中加油分为会合、对接、编队保持与分离 4 个过程。要实现无人机自主空中加油, 首先要引导无人机实现自主会合, 从而为实现受油探管与加油锥套的精确对接奠定基础。由于无人机是全自主飞行, 实现空中加油会合对接对制导与控制系统要求高。

美国军方于 2004 年开始开展无人机自主空中加油系统的研制工作, 分别采用 GPS 和机器视觉识别等方法测量受油机与加油锥套之间的距离, 于 2007 年完成了自主空中加油的验证工作<sup>[2]</sup>。空中加油会合段要求受油机在保证安全性的前提下, 能够自主飞行到期望的会合位置(相对于加油机), 并要求受油机的最终速度和航向与加油机的速度和航向一致。因此空中加油受油机与加油机的会合对接是

一个三维空间内的飞机制导与控制问题。文献[3-4]研究了空中加油会合问题, 给出了平面内的受油机的会合制导指令, 实现了平面内的会合控制, 并能够实现受油机对加油机机动的跟踪飞行, 但没有考虑高度通道的引导问题; 文献[5]将导弹制导与自动着陆导引思想用于受油机的会合制导控制, 采用模型跟踪的方法设计线性控制器; 文献[6]采用改进带终端碰撞角约束的比例导引律设计, 用 Backstepping 非线性控制方法设计了飞行控制律, 在制导律的设计中, 单独设计了高度通道制导律。受油机与加油机会合的飞行过程中, 要求实现受油机三维轨迹的跟踪, 飞行轨迹要求平滑, 飞行状态平稳。

笔者根据受油机与加油机的相对关系, 以受油机与加油机之间的视线角向量和受油机速度矢量的一致为目标设计滑模面, 推导满足会合要求的制导律, 生成受油机的飞行控制指令。为了控制受油机实现对飞行指令的精确跟踪, 基于六自由度的非线性动力学模型, 采用时标分离, 将受油机的动力学

收稿日期: 2015-02-02; 修回日期: 2015-03-18

基金项目: 国家自然科学基金资助(61273050); 航空科学基金资助(20121352026)

作者简介: 袁锁中(1970—), 男, 江苏人, 博士, 副研究员, 从事飞行控制研究。

分为内外回路，分别采用动态逆的方法设计控制系统，并进行仿真验证。

### 1 受油机空中加油会合制导与控制系统结构

图 1 为自主空中加油制导与控制系统结构图<sup>[7]</sup>，由制导律模块、受油机飞行控制模块、受油机与加油机动力学及相对运动关系解算模块组成。制导律模块根据加油机和受油机的相对运动关系，解算得出受油机飞行控制指令，再通过飞行控制，实现受油机以合适的航迹飞行并到达指定位置等待加油，完成会合制导与控制。

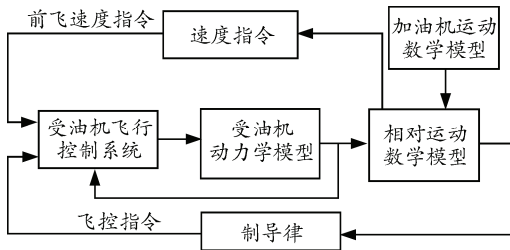


图 1 自主空中加油制导与控制系统结构

### 2 基于滑模的会合制导模块设计

笔者借助导弹追踪制导的思想，来设计空中加油会合制导律<sup>[8-9]</sup>。在导弹制导中，当导弹与目标之间趋向于零，制导律发散。对于空中加油会合段，由于仅引导受油机到达加油机后方某一期望的相对距离，并控制受油机与加油机的速度、航向保持一致。即当两者位置保持一定的距离时，再采用更为精确的位置跟踪与保持控制系统，实现受油机与加油机的精确对接，故不存在距离为零而引起发散的问题。

因文中以无人机为例进行空中加油会合制导的叙述，以下受油机统称为无人机。

假设无人机以速度  $v_{UAV}$  追踪加油机，如图 2 所示。当无人机与加油机的视线向量  $R$  与无人机速度矢量  $v_{UAV}$  指向相同方向时，下列等式成立

$$v_{UAV} \times R = 0 \quad (1)$$

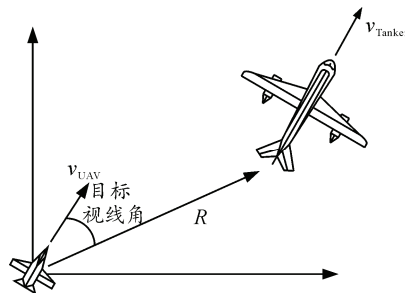


图 2 无人机与加油机相对位置关系

式 (1) 可写成下列形式

$$S_s = \frac{v_{UAV} \times R}{v_{UAV} R} \quad (2)$$

式中： $v_{UAV}$  为无人机速度的大小； $R$  为无人机与加油机两者之间的距离大小。当  $S_s=0$ ，则式 (1) 成立，表明无人机正沿着视线向量  $R$  的方向跟踪加油机。选择  $S_s$  作为滑模控制面，其导数为

$$\dot{S}_s = \frac{dS_s}{dt} = \frac{d}{dt} \left( \frac{v_{UAV} \times R}{v_{UAV} R} \right) = \frac{(\dot{v}_{UAV} \times R + v_{UAV} \times \dot{R})}{v_{UAV} R} - \frac{(v_{UAV} \times R)(\dot{v}_{UAV} \times R + v_{UAV} \times \dot{R})}{(v_{UAV} R)^2} \quad (3)$$

其中

$$\dot{R} = v_T - v_{UAV}, \dot{R} = \frac{R^T (v_T - v_{UAV})}{R} \quad (4)$$

式中  $v_T$  为加油机速度矢量，则式 (3) 可写为

$$\dot{S}_s = \frac{\dot{v}_{UAV} \times R + v_{UAV} \times (v_T - v_{UAV})}{v_{UAV} R} - \left( \frac{\dot{v}_{UAV}}{v_{UAV}} + \frac{R^T (v_T - v_{UAV})}{R^2} \right) \frac{v_{UAV} \times R}{v_{UAV} R} \quad (5)$$

在无人机速度坐标系下，上述的向量可表示为

$$v_{UAV} = (v_{UAV} \ 0 \ 0)^T, v_T = (v_{T,x} \ v_{T,y} \ v_{T,z})^T \quad (6)$$

$$R = (R_x \ R_y \ R_z)^T, \dot{v}_{UAV} = (\dot{v}_{UAV} \ u_x \ u_y)^T \quad (7)$$

其中  $u_x$  和  $u_y$  是垂向和侧向加速度，作为滑模的控制输入。将式 (6) 和式 (7) 代入式 (2) 和式 (5) 中可得

$$S_s = (0 \ s_1 \ s_2)^T \quad (8)$$

$$\dot{S}_s = (a_0 \ a_1 u_y + b_1 \ a_2 u_x + b_2)^T \quad (9)$$

其中

$$a_0 = \frac{(R_z u_x - R_y u_y)}{v_{UAV} R}, a_1 = \frac{R_x}{v_{UAV} R}, a_2 = -a_1$$

$$b_1 = -\frac{v_{T,z}}{R} + \frac{R_z [R_x (v_{T,x} - v_{UAV}) + R_y v_{T,y} + R_z v_{T,z}]}{R^3}$$

$$b_2 = \frac{v_{T,y}}{R} - \frac{R_y [R_x (v_{T,x} - v_{UAV}) + R_y v_{T,y} + R_z v_{T,z}]}{R^3}$$

$$s_1 = -\frac{R_z}{R}, s_2 = \frac{R_y}{R}$$

选择输入量  $u_x$  和  $u_y$ ，使得能在有限的时间内到达滑模面。为此构造如下 Lyapunov 函数

$$v_L = \frac{1}{2} S_s^T S_s \quad (10)$$

求导可得

$$\dot{v}_L = S_s^T \dot{S}_s = (0 \ s_1 \ s_2)(a_0 \ a_1 u_y + b_1 \ a_2 u_x + b_2)^T \quad (11)$$

当式 (11) 为负时，则 Lyapunov 函数就能在有限时间内收敛到零。选择如下的控制量

$$u_\gamma = -\frac{[b_1 + \beta_\gamma \operatorname{sgn}(s_1)]}{a_1} \quad (12)$$

$$u_\chi = -\frac{[b_2 + \beta_\chi \operatorname{sgn}(s_2)]}{a_2} \quad (13)$$

式中： $\operatorname{sgn}()$ 为符号函数； $\beta_\gamma$ 和 $\beta_\chi$ 是正常数。将输入量代入到式 (11) 中

$$\dot{\mathbf{v}}_L = \mathbf{S}_s^T \dot{\mathbf{S}}_s = -(\beta_\gamma |s_1| + \beta_\chi |s_2|) < 0 \quad (14)$$

为了减小滑模变结构控制带来的抖振问题，使用如下的饱和函数来代替符号函数

$$\operatorname{sat}(s_i) = \begin{cases} s_i & \dots s_i < \varepsilon \\ \varepsilon & \\ \operatorname{sgn}(s_i) \dots s_i & \geq \varepsilon \end{cases} \quad (i=1,2) \quad (15)$$

式中  $\varepsilon$  为一个较小的正实数。使用饱和函数代替符号函数，Lyapunov 函数的导数亦为负，表明系统能够稳定。

### 3 飞控指令的生成

$u_\chi$ 和 $u_\gamma$ 为无人机侧向和垂向加速度指令，其与无人机航迹角加速度的关系为

$$-u_\gamma = v_{\text{UAV}} \dot{\gamma} = \frac{1}{m}(L + T \sin \alpha) \cos \phi - g \cos \gamma \quad (16)$$

$$u_\chi = v_{\text{UAV}} \dot{\chi} \cos \gamma = \frac{1}{m}(L + T \sin \alpha) \sin \phi \quad (17)$$

式中 $\gamma$ 和 $\chi$ 分别为航迹倾斜角和航迹方位角。由式 (16)、式 (17)，可以求得无人机的滚转角指令 $\phi_c$ 与迎角指令 $\alpha_c$ 。

$$\phi_c = \operatorname{tg}^{-1}\left(\frac{u_\chi}{u_\gamma + g \cos \gamma}\right) \quad (18)$$

$$\alpha_c = \frac{m\sqrt{(-u_\gamma + g \cos \gamma)^2 + (u_\chi)^2} - T \sin \alpha}{QSC_{L_\alpha}} + \alpha_0 \quad (19)$$

式中： $Q$ 为无人机动压； $S$ 为无人机的机翼面积； $C_{L_\alpha}$ 为无人机升力系数； $\alpha_0$ 为无人机的基准迎角。

### 4 基于动态逆的角控制回路设计

在获得无人机的滚转角指令与迎角指令后，输入到无人机飞行控制系统，实现无人机对滚转角与迎角的跟踪控制，在飞行过程中，要求实现无侧滑的飞行。因此选择无人机的飞行指令为 $(\alpha_c, \beta_c, \phi_c)$ 。

根据时标分离原则，将受油机的角运动方程分为角运动慢回路和角速率运动快回路<sup>[10-11]</sup>，其控制

结构如图 3 所示。其中外回路的变量为 $(\alpha, \beta, \phi)$ ，内回路的变量为 $(p, q, r)$ 。

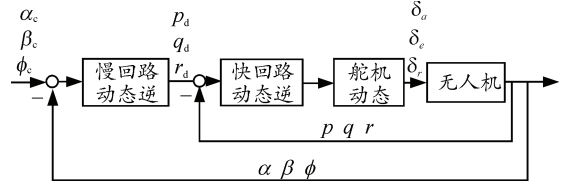


图 3 具有动态逆的无人机角运动控制结构

期望的慢回路动态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_d \\ \dot{\beta}_d \\ \dot{\phi}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_\alpha (\alpha_c - \alpha) \\ K_\beta (\beta_c - \beta) \\ K_\phi (\phi_c - \phi) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_\alpha \\ U_\beta \\ U_\phi \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中的 $\dot{\alpha}_d, \dot{\beta}_d, \dot{\phi}_d$ 代表期望值； $K_\alpha, K_\beta, K_\phi$ 代表角控制回路的带宽，无人机角运动方程如式 (21) 所示。

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \frac{1}{mv \cos \beta} (-T \sin \alpha - L + mg_z + \\ &\quad mv (-p \cos \alpha \sin \beta + q \cos \beta - r \sin \alpha \sin \beta)) \\ \dot{\beta} &= \frac{1}{mv} (-T \cos \alpha \sin \beta + Y + mg_y + \\ &\quad mv (p \sin \alpha - r \cos \alpha)) \\ \dot{\phi} &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \end{aligned} \quad (21)$$

其中

$$\begin{aligned} g_z &= g(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \phi \cos \theta) \\ g_y &= g(\sin \theta \cos \alpha \sin \beta + \sin \phi \cos \theta \cos \beta - \\ &\quad \cos \phi \cos \theta \sin \alpha \sin \beta) \end{aligned} \quad (22)$$

由式 (21) 可解出 $(p, q, r)^T$ 。用 $(p_d, q_d, r_d)^T$ 和 $(U_\phi, U_\alpha, U_\beta)^T$ 替换 $(p, q, r)^T$ 和 $(\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\phi})^T$ 。

$$\begin{bmatrix} p_d \\ q_d \\ r_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \beta \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} U_\phi \\ U_\alpha - A_\alpha \\ U_\beta - A_\beta \end{bmatrix} \quad (23)$$

其中

$$\begin{aligned} A_\alpha &= (-L - F_T \sin \alpha + mg_z) / (mv_T \cos \beta) \\ A_\beta &= (-F_T \cos \alpha \sin \beta + Y + mg_y) / (mv_T) \end{aligned} \quad (24)$$

无人机快回路动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} (\dot{r} + pq) + L_A \\ \dot{q} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{I_{xz}}{I_{yy}} (r^2 - p^2) + M_A \\ \dot{r} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} (\dot{p} - qr) + N_A \end{aligned} \quad (25)$$

由上式解出 $(L_A, M_A, N_A)^T$ ，并用 $(L_{Ad}, M_{Ad}, N_{Ad})^T$ 和

$(U_p, U_q, U_r)^T$  分别代替  $(L_A, M_A, N_A)^T$  和  $(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})^T$ 。

$$\begin{bmatrix} L_{Ad} \\ M_{Ad} \\ N_{Ad} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -I_{xz}pq + (I_{zz} - I_{yy})qr \\ I_{xz}(p^2 - r^2) + (I_{xx} - I_{zz})pr \\ I_{xz}qr + (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_p \\ U_q \\ U_r \end{bmatrix} \quad (26)$$

其中

$$\begin{bmatrix} U_p \\ U_q \\ U_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_p(p_d - p) \\ K_q(q_d - q) \\ K_r(r_d - r) \end{bmatrix} \quad (27)$$

式中  $K_p, K_q, K_r$  代表角速率控制回路的带宽, 在得到期望的力矩后, 根据以下表达式

$$\begin{aligned} C_L &= L_{Ad} / (\bar{q}Sb) \\ C_M &= M_{Ad} / (\bar{q}S\bar{c}) \\ C_N &= N_{Ad} / (\bar{q}Sb) \end{aligned} \quad (28)$$

$$f_x = \begin{bmatrix} C_{L0} + C_{L\beta}\beta + C_{Lp}\frac{pb}{2v} + C_{Lr}\frac{rb}{2v} \\ C_{M0} + C_{M\alpha}\alpha + C_{Mq}\frac{q\bar{c}}{2v} \\ C_{N0} + C_{N\beta}\beta + C_{Np}\frac{pb}{2v} + C_{Nr}\frac{rb}{2v} \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$g_x = \begin{bmatrix} C_{L\delta_a} & 0 & C_{L\delta_r} \\ 0 & C_{M\delta_e} & 0 \\ C_{N\delta_a} & 0 & C_{N\delta_r} \end{bmatrix} \quad (30)$$

可得舵面指令信号

$$\begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = g_x^{-1} \left( \begin{bmatrix} C_L \\ C_M \\ C_N \end{bmatrix} - f_x \right) \quad (31)$$

### 5 前向速度控制

为了实现无人机跟踪加油机并实现会合, 需要控制无人机的飞行速度, 速度方程为

$$\dot{v}_{UAV} = \frac{T \sin \alpha \cos \beta}{m} - g \sin \gamma \quad (32)$$

式中:  $D$  为飞机的阻力;  $T$  为受油机发动机推力, 沿机体轴  $x$  向前, 由式 (32) 可以得到

$$T = \frac{mU_a + mg \sin \gamma + D}{\sin \alpha \cos \beta} \quad (33)$$

式中  $U_a$  为受油机的前飞加速度指令,

$$U_a = K_R(R - R_d) + K_V(v_T - v_R) \quad (34)$$

式中:  $K_R, K_V$  为比例系数;  $R_d$  为会合最终期望的无人机与加油机的相对距离。实际控制中, 需要对无人机的加速度指令进行限幅。

### 6 仿真

为验证所设计制导律与控制律的效果, 根据图 1 进行数值仿真研究。无人机数学模型采用某无人战斗机六自由度动力学模型, 为研究方便, 加油机采用简化的质点动力学模型。

设加油机在 6 km 高度, 以 150 m/s 的速度沿北向直线平飞。无人机的初始飞行高度为 5 km, 位于加油机飞行方向的左后方, 距离加油机后方 5 km, 左侧 2 km 的位置, 以初始速度 180 m/s 飞行, 与加油机同向飞行, 无人机最高飞行速度为 250 m/s。

当无人机接收到会合指令后, 根据无人机与加油机当前的相对位置与速度, 制导系统生成相应的加速度指令信号, 通过飞行控制系统, 控制飞机按照一定的规律与加油机会合。图 4 为空中加油会合过程中的无人机与加油机在地面坐标下的三维飞行轨迹。图 5 为对应的无人机与加油机的在会合过程中的位置误差曲线。

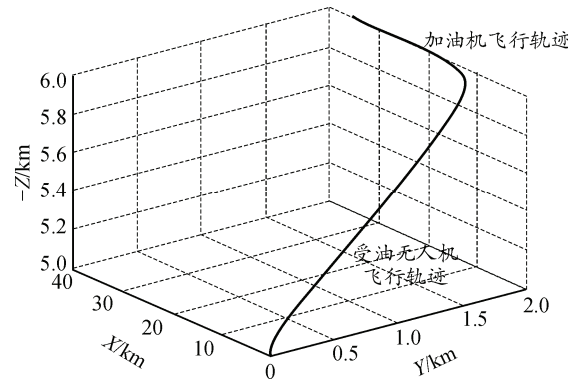


图 4 无人机与加油机会合的三维飞行轨迹

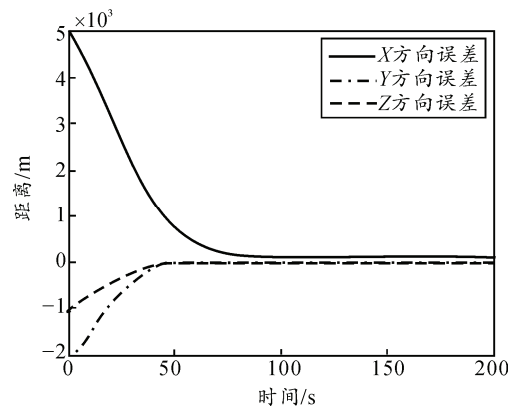


图 5 地面坐标系下的两机位置误差曲线

图 6 为无人机会合过程中的速度及轨迹角, 无人机速度在起始段达到最大值并保持, 当距离小于一定值后再逐渐减小最终与加油机一致。图 7 为无人机飞行过程中的迎角、侧滑角, 滚转角及俯仰角曲线。仿真结果表明: 所设计的系统能够根据无人

机与加油机的位置误差形成制导指令，通过飞行控制系统，最终控制无人机飞行并与加油机实现会合，会合过程无人机飞行轨迹平滑，飞行状态平稳。可为下一步实现无人机受油插头与加油机加油锥套的对接奠定基础。

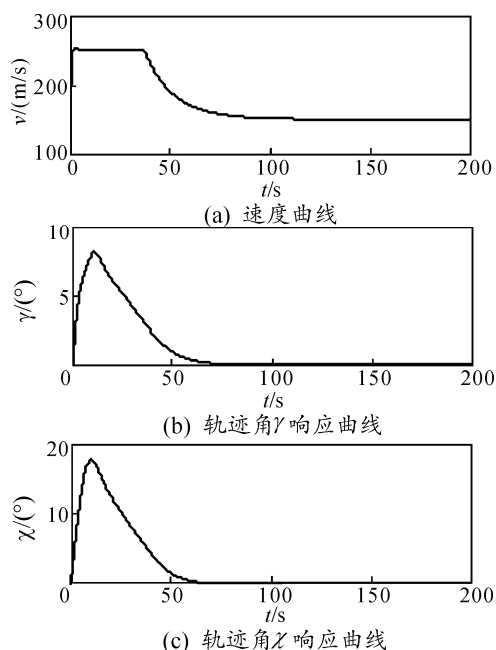


图 6 无人机速度及轨迹角响应曲线

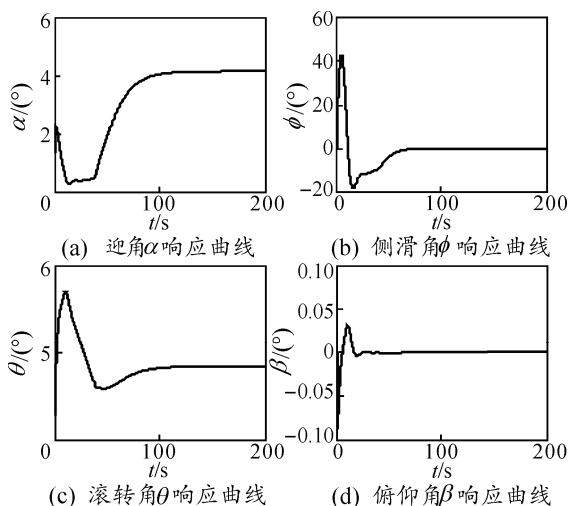


图 7 无人机迎角侧滑角姿态角响应

图 8 为无人机在不同的初始位置及初始航向下的平面轨迹。反映出在不同的初始条件下，制导与控制系统能够引导无人机跟踪加油机，实现会合。

由于制导算法中涉及无人机与加油机距离的倒数，当距离接近零时会导致系统发散。本仿真中，当受无人机接近到加油机锥套后方 100 m、下方 3 m 左右时，会合控制模式结束，转入到需要对受油机轨迹精确控制的对接控制模式。

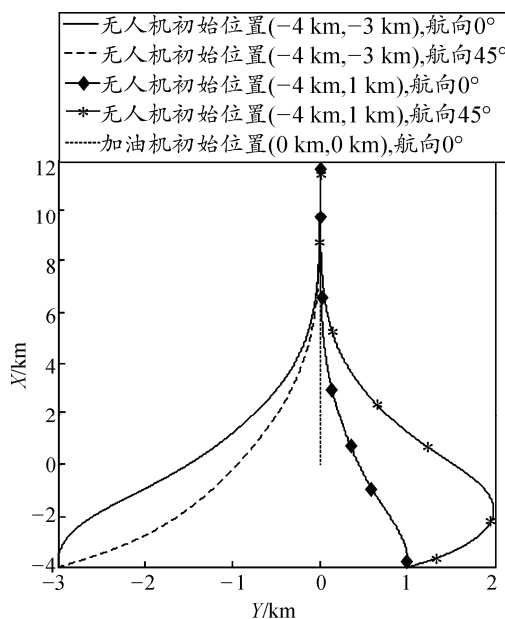


图 8 不同初始条件下的水平面飞行轨迹

### 7 结论

研究了无人机自主会合的制导与控制问题，所设计的系统具有以下特点：

1) 借鉴导弹追踪制导的思想，采用滑模控制方法设计了无人机与加油机会合制导的侧向与垂向加速度指令，并根据动力学关系转化成会合跟踪要求的飞行控制角指令，能够实现不同位置及航向初始条件下的跟踪会合制导要求。

2) 采用时标分离，分内外回路采用动态逆的方法设计了无人机飞行控制系统，实现了对迎角，侧滑角及滚转角控制；采用动态逆设计了速度控制系统，根据无人机与加油机的相对位置与速度设计了速度跟踪指令。

3) 基于六自由度非线性动力学模型的仿真表明，受油机会合的飞行轨迹平滑，飞行状态稳定，具有良好的动态性能。

为提高系统的鲁棒性，下一步可采用自适应控制方法对动态逆控制过程中的误差及飞机受到的扰动进行补偿。

### 参考文献：

[1] Joseph P N, Jacob L H. Automated aerial refueling: extending the effectiveness of unmanned air vehicles [C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. AIAA-2005-6005 August 2005, San Francisco, California.  
 [2] Dibley R P, Allen M J, Nabaa N, et al. Autonomous airborne refueling demonstration, phase I flight-test results[R]. NASA/TM-2007-214632. 2007.  
 [3] Brian S B. Autonomous unmanned aerial vehicle

rendezvous for automated aerial refueling[D]. Ohio: Air Force Institute of Technology, 2007.

[4] Austin L S. Proportional navigation with adaptive terminal guidance for aircraft rendezvous[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(6): 1832-1835.

[5] Jane-wit Kampon, Atilla Dogan. Guidance of Receiver Aircraft to Rendezvous with Tanker in the Presence of Wind[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2010-8326, Toronto, Ontario Canada, 2010.

[6] 郭军, 董新民, 徐跃鉴, 等. 无人机空中加油自主会合控制器设计[J]. 控制与决策, 2010, 25(4): 567-571.

[7] Yoshimasa O, Takeshi K. Flight control for automatic aerial refueling via PNG and LOS angle control[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2005-6268, August 2005, San Francisco, California.

[8] Yamasaki T, Enomoto K., Takano H., et al. Advanced Pure

Pursuit Guidance via Sliding Mode Approach for Chase UAV[C]// Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA 2009 -6298, 2009, Chicago, Illinois.

[9] Imado F, Uehara S. High-g barrel roll maneuvers against proportional navigation from optimal control viewpoint[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(6): 876-881.

[10] Dogan A, Venkataramannan S. Nonlinear control for reconfiguration of unmanned aerial vehicle formation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(4): 667-677.

[11] Pedro J O, Panday A, Dala L. A nonlinear dynamic inversion-based neurocontroller for unmanned combat aerial vehicles during aerial refueling[J]. International Journal of Applied Mathematics and Computer Science, 2013, 23(1): 75-90.

\*\*\*\*\*

(上接第 78 页)

其中脉冲宽度从 0.5~2.5 ms, 相对应的舵盘位置为 -90°~90°, 呈线性变化, 其起始位置 0°对应脉宽为 1.5 ms, 当控制量为正转(A→B)18°时, 对应的脉宽为 1.7 ms, 则 CH\_INH 与 CH\_PWM 在输入 1.7 ms 脉宽, 周期为 20 ms 的脉冲波高电平时响应, CH\_DIR 则以占空比为 8.5%的低电平时控制转速, 从而实现控制量的数字输出。

### 4 结束语

笔者以 dsPIC33EP512MC806 处理器为控制核心, 采用以 H 桥电路原理的 PWM 输出方法, 实现了运用外扩 ADC 采集舵面位置信号的控制系统。该系统充分利用了 dsPIC33EP512MC806 高速运算处理能力以及其丰富的外部接口特点, 简化了电路设计的难度, 提高了可靠性。在硬件设计的整个过程中, 注重了系统控制器集成化、小型化, 以及可靠性和抗干扰能力, 实现了制导炸弹舵机控制系统的性能要求。

### 参考文献:

[1] 张伟. 机载武器[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008: 345-350.

[2] 陈福凤, 卢井楠. 简易制导火箭制导控制系统设计[J]. 火箭与制导学报, 2006: 86-88.

[3] 李全福, 万彦辉. 基于 DSP 的弹用电动舵机控制算法研究[J]. 微处理机, 2008, 2(1): 138-140.

[4] 李连成. 某型制导炸弹自动驾驶仪控制系统设计与实现[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009: 6-30.

[5] 倪原, 任展鹏, 刘智平, 等. 某飞行器舵机控制系统硬件设计[J]. 电子设计工程, 2013, 21(6): 84-89.

[6] 涂坤, 曾连荪. 基于 DSP 的导航计算机信息处理系统的设计与研究[J]. 信息技术, 2011(11): 54-57.

[7] 孔祥吉, 侯文, 陈春喜, 等. 基于 DSP 的数字舵机控制系统[J]. 电子测试, 2013(13): 31-32.

[8] 陶源. 基于嵌入式实时操作系统 uC/OS-II 的无刷直流电机控制技术[D]. 重庆: 重庆大学, 2010: 13-15, 21-24.

[9] 杨白平, 杨金孝, 赵强. 无人机舵机控制系统硬件设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(5): 1076-1078.

[10] 周保. 基于 DSP 的舵机直流伺服系统的研究[D]. 河南: 河南科技大学, 2008, 5: 6-9.