

# 基于PID的小型飞翼无人机控制系统设计

邱福生, 王晓东

(沈阳航空航天大学 航空宇航学院 沈阳 110136)

**摘要:** 为了实现对小型飞翼无人机的姿态及高度控制, 首先对飞翼无人机进行气动布局设计, 确定目标飞翼无人机构型后, 通过 XFLR5 获得示例飞翼无人机的相关空气动力学参数, 根据非线性六自由度数学模型构建状态空间方程。采用传统 PID 控制理论, 使用从内环到外环的逐层设计方法, 对飞翼无人机横纵向目标状态变量进行分通道控制, 并对控制结果进行仿真分析。分析结果表明, 基于传统 PID 理论的内外环分通道控制系统的设计, 可实现良好的姿态及高度控制, 满足控制需求。

**关键词:** 飞翼无人机; 气动布局; PID; 分通道控制; 仿真分析

中图分类号: V249 文献标志码: A

doi: 10.3969/j.issn.2095-1248.2021.02.002

## Design of small flying wing UAV control system based on PID

QIU Fu-sheng, WANG Xiao-dong

(College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** In order to achieve the attitude and altitude control of the small flying wing UAV, this article first designed the aerodynamic layout of the flying wing UAV, and determined the shape of the target flying wing. The relevant aerodynamic parameters of the example flying-wing UAV were obtained through XFLR5 and the state space equation was established according to the nonlinear six-degree-of-freedom mathematical model. Adopting traditional PID control theory, using a layer-by-layer design method from inner loop to outer loop, the horizontal and vertical target state variables of the flying-wing UAV were controlled by channels, and the control results were simulated and analyzed. The analysis results show that the design of the inner and outer loop sub-channels control system based on the traditional PID theory can achieve good attitude and altitude control to meet the control requirements.

**Key words:** flying wing UAV; aerodynamic layout; PID; sub-channels control; simulation analysis

作为高端无人机的发展方向, 飞翼布局无人机在结构强度、气动性能、隐身能力等方面具有一些常规布局无人机所不能比拟的优势。

飞翼无人机在机动飞行时依赖高效的控制系统, 但由于纵横通道间的强耦合、复杂的非线性、迟滞效应、不确定扰动等影响, 使其机动控

收稿日期: 2020-08-19

基金项目: 辽宁省自然科学基金(项目编号: 2019-KF-01, 20180550526)

作者简介: 邱福生(1977-), 男, 江西于都人, 教授, 博士, 主要研究方向: 飞行器总体设计(飞行载荷)、计算机辅助设计/制造一体化等, E-mail: qfsmapple@163.com。

制十分困难。为解决飞翼布局无人机的控制问题,国内外学者进行了大量理论与科学实验。文献[1]在原始PI控制器的基础上,构造了状态预测器模型,设计了基于输出反馈的L1自适应控制器来抑制外部风扰及机身颤动。文献[2]基于飞翼无人机的六自由度降阶模型,设计了一个多级非线性动态逆控制器,并与随后的非线性制导律相结合用来进行航路跟踪。文献[3]将反馈线性化与基于自适应的神经网络控制器相结合,来抑制舵面局部损伤造成的不良效应。文献[4]利用自适应控制与滑模变结构控制分别设计了内、外环的控制律。郑翌等<sup>[5]</sup>将参考模型与模糊神经网络相结合,对无人机的速度和俯仰角进行控制。徐明兴等<sup>[6]</sup>把非线性动态逆控制方法与控制分配相结合,用负反馈来抵消运动方程中的非线性项。朱家强等<sup>[7]</sup>通过多层感知器神经网络在线补偿逆误差,降低了非线性动态逆方法对模型准确性的要求。Wise<sup>[8]</sup>将RSLQR控制方法与MRAC控制方法相结合,设计了一个基于状态观测器的静不稳定无人机的飞控系统。在引用文献[9]的权重矩阵后,插入高丽等<sup>[10]</sup>基于飞翼无人机的线性模型,设计了RSLQR+ $L_1$ 的自适应控制结构,并通过仿真验证了其结构的有效性。王恒等<sup>[11]</sup>研究了基于非线性动态逆原理的反馈补偿控制和基于质心逆动力学的开环指令,并用水平S弯和Herbst等机动动作验证了所设计的混合逆控制器。文献[12]提出了一个由运动基础模态组成的集合,并且确定了任意两个运动基础模态之间的串联条件。Ure等<sup>[13]</sup>总结出了一些机动子模态,确定了每个子模态的输入变量、因变量与不变量,为每个子模态设计了滑模控制器,最后用一连串连续机动动作进行了验证。

本文以飞翼无人机为目标对象,首先使用XFLR5确立飞翼无人机的气动外形布局,推导其非线性六自由度数学模型,并进行线性化处理;然后使用传统PID控制理论,建立了内环

为姿态控制、外环为高度控制的飞行控制系统;最后使用Matlab对控制系统进行仿真分析。仿真结果证明,基于传统PID控制理论的内外环控制架构可以有效实现对飞翼无人机姿态及高度的控制。

## 1 示例飞翼无人机气动布局

飞翼无人机具备独特的气动特性,如升阻比高、航向静不稳定、升降舵操纵效率低等,与机动飞行时的耦合特性相叠加会给机动飞行控制带来更大的困难与挑战<sup>[14]</sup>。使用XFLR5对样例无人机的飞翼布局气动特性进行分析,了解示例无人机的基本性能和静稳定特性。

为使飞翼无人机具有更高的飞行性能,通过综合比较翼型升阻比、相对厚度等特性,本文选择MH60作为示例飞翼无人机翼型,其示意图如图1所示。

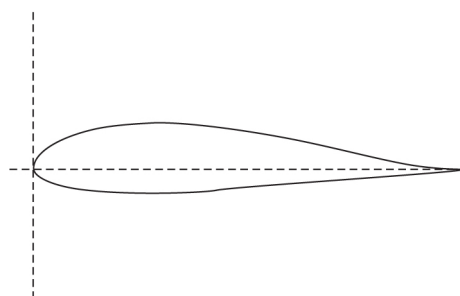


图1 MH60示意图

气动布局从根本上决定飞行器的性能要求能否实现,也是飞行器设计的一个重要环节。本文定义机翼质量1 kg,翼展为1 m,平均气动弦长17.4 cm,机翼面积0.166 m<sup>2</sup>,展弦比6.02,其气动外形如图2所示。

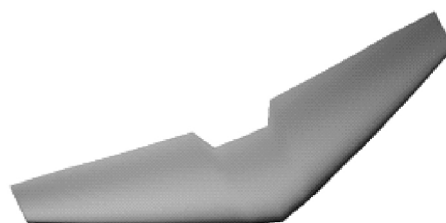


图2 飞翼无人机气动外形

经计算,该示例飞翼无人机的特征根如表 1 所示。

表 1 示例无人机特征根

	模态	特征根值
纵向	短周期模态	$-39.36 \pm 126.6i$
	长周期模态	$-0.03516 \pm 0.1815i$
	滚转模态	$-53.19$
横向	荷兰滚模态	$0.06442 \pm 1.079i$
	螺旋模态	$0.01116$

根据特征根值,可发现示例无人机纵向特征根均具有负实部,因此纵向具备静稳定性。横向运动模态中,荷兰滚模态和螺旋模态具有正实部,但由于两个模态的特征值较小,证明荷兰滚模态和螺旋模态以极慢的速度逐渐趋于不稳定状态,虽然横向静不稳定,但对整机静稳定性影响有限。

## 2 数学模型

本节对飞翼无人机进行运动学、动力学建

$$S_{\theta/\psi\phi} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\theta\cos\psi\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \sin\theta\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ \sin\theta\cos\psi\cos\phi + \sin\psi\sin\phi & \sin\theta\sin\psi\cos\phi - \cos\psi\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中  $\phi$   $\theta$   $\psi$  分别表示无人机的滚转角、俯仰角和偏航角。由机体坐标系到速度坐标系的转换矩阵为

$$S_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\beta & \sin\alpha\cos\beta \\ -\cos\alpha\sin\beta & \cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中  $\alpha$  和  $\beta$  分别表示无人机的攻角和侧滑角。

### 2.2 飞翼无人机数学模型

为了简化飞翼无人机建模的复杂性,在建模时,提出如下假设<sup>[14]</sup>:

(1) 假设样例无人机为刚体,且在飞行过程中无形变;

模,推导六自由度非线性数学模型,进而得到飞翼无人机的状态空间模型,以便于后续控制系统的设计。

### 2.1 坐标系及转换矩阵

合理地选择不同的坐标系来定义和描述飞机的运动参数,是建立飞机运动模型的重要环节之一。本文采用欧美标准对坐标系进行定义。常用的坐标系包括:

(1) 地面坐标系:以地面某一点为原心, $x$ 轴指向北, $y$ 轴指向东, $z$ 轴指向地心,即北东地坐标系;

(2) 机体坐标系:以无人机质心为坐标原点, $x$ 轴指向机头方向, $z$ 轴垂直 $x$ 轴指向机腹, $y$ 轴垂直 $xz$ 平面,指向右侧机翼,即前右下坐标系;

(3) 速度坐标系:以无人机质心为坐标原点, $x$ 轴与风速 $v_a$ 重合, $z$ 轴在对称平面内,垂直 $x$ 轴指向机腹, $y$ 轴垂直 $xz$ 平面,指向机身右侧。

为了将作用在不同坐标系下的状态量统一到指定坐标系中,需要进行坐标系转换。转换顺序为 $z-y-x$ 时,由地面坐标系到机体坐标系的转换矩阵为

(2) 忽略地球曲率,采用“平面地球假设”;

(3) 认为地面坐标系即惯性参考坐标系;

(4) 认为样例无人机为严格的面对称飞行器,满足 $I_{xy}=I_{yx}=I_{yz}=I_{zy}=0$ 。

应用牛顿欧拉方程建立飞行器在合外力作用下的线运动方程与合力矩作用下的角运动方程,即

$$\sum F = m\dot{V} \quad (3)$$

$$\sum M = I\dot{\Omega} + \Omega \times (I\Omega)$$

其中  $m$  为无人机质量,  $V=[u \ v \ w]^T$  为机体坐标系下沿轴速度分量,  $I$  为惯性张量矩阵,  $\Omega=[p \ q \ r]^T$  为机体坐标系下沿轴角速度分量。

本文不再进行具体的推导,直接给出飞翼 无人机六自由度非线性数学模型为

$$\begin{cases} \dot{p} = [I_z \bar{L} + I_{xz} N + (I_y I_z - I_z^2 - I_{xz}^2) qr + I_{xz} (I_x - I_y + I_z) pq] / (I_x I_z - I_{xz}^2) \\ \dot{q} = [(I_z - I_x) pr - I_{xz} (p^2 - r^2) + M] / I_y \\ \dot{r} = [I_{xz} \bar{L} + I_x N + I_x (I_x - I_y) pq - I_{xz} (I_x - I_y + I_z) qr] / (I_x I_z - I_{xz}^2) \\ \dot{\phi} = p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = (r \cos \phi + q \sin \phi) / \cos \theta \\ \dot{u} = vr - wq - g \sin \theta + F_x / m \\ \dot{v} = wp - ur + g \cos \theta \sin \phi + F_y / m \\ \dot{w} = uq - vp + g \cos \theta \cos \phi + F_z / m \\ \dot{x}_s = u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ \dot{y}_s = u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \end{cases} \quad (4)$$

其中,  $M = [L \ M \ N]^T$  为机体坐标系下无人机沿轴力矩分量,  $F = [F_x \ F_y \ F_z]^T$  为机体坐标系下沿轴合力分量。

并对非线性模型解耦,即令纵向状态变量,可得横向状态空间方程为

### 2.3 状态空间模型

通过在配平状态下对数学模型进行求解,

$$\begin{pmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & g \cos \theta^* \cos \phi^* & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \cos \phi^* \tan \theta^* & q^* \cos \phi^* \tan \theta^* - r^* \sin \phi^* \tan \theta^* & 0 \\ 0 & 0 & \cos \phi^* \sec \theta^* & p^* \cos \phi^* \sec \theta^* - r^* \sin \phi^* \sec \theta^* & 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} Y_{\delta_a} \\ L_{\delta_a} \\ N_{\delta_a} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \bar{\delta}_a \quad (5)$$

同样,令横向状态变量  $\phi = p = r = \beta = v = 0$ ,可得纵向状态空间方程为

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & X_w & X_q & -g \cos \theta^* & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_q & -g \sin \theta^* & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta^* & -\cos \theta^* & 0 & u^* \cos \theta^* + w^* \sin \theta^* & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_t} \\ Z_{\delta_e} & 0 \\ M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_e \\ \delta_t \end{pmatrix} \quad (6)$$

上式中,“\*”表示配平状态下的状态值。

通过软件 XFLR5 得到的相关纵向气动参数如表2所示。

相关横向气动参数如表3所示。

## 3 控制系统设计

本节使用传统PID控制,对飞翼无人机控制系统进行设计,实现对无人机姿态及高度的

控制。在姿态控制系统设计时,对无人机系统采用分通道设计,即滚转通道、俯仰通道和偏航通道。

PID控制由于其结构简单、鲁棒性强以及容易实现等特点,被广泛应用于工业过程控制中<sup>[15]</sup>。常规PID控制由比例环节P、积分环节I和微分环节D3个部分组成,其输入  $e(t)$  与输出  $u(t)$  的关系为

$$u(t) = K_p \left[ e(t) + \frac{1}{T_i} \int e(t) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \right] \quad (7)$$

其中  $K_p$  为比例增益,  $T_i$  为积分时间,  $T_d$  为微分时间,  $e(t)$  为被控量  $y(t)$  与设定值  $r(t)$  的偏差, 即  $e(t) = y(t) - r(t)$ 。令积分增益  $K_i = 1/T_i$ , 微分增益  $K_d = 1/T_d$ 。

表2 示例无人机纵向气动参数

变量	数值
$X_u$	-0.074 543
$X_w$	0.231 14
$Z_u$	-0.280 92
$Z_w$	-32.75
纵向 $Z_q$	-4.074 7
$M_u$	8.744 5e-5
$M_w$	-1.452 1
$M_q$	-0.302 64

表3 示例无人机横向气动参数

变量	数值
$Y_v$	0.000 317 43
$Y_p$	-0.000 728 45
$Y_r$	1.540 4e-5
纵向 $L_v$	-0.013 981
$L_p$	-1.622 7
$L_r$	0.016 205
$N_v$	0.000 488 59
$N_p$	-0.005 895 3
$N_r$	0.005 113 1

### 3.1 纵向控制系统设计

本文以内环回路为俯仰角保持控制回路, 高度控制回路为外环回路的架构构建飞行器纵向控制系统。首先研究作为刚体的飞行器绕机体坐标系  $y$  轴的纵向俯仰运动, 然后再将飞行器看作质点, 研究其重心在该平面内的轨迹运动。

#### 3.1.1 俯仰角保持控制回路

俯仰角姿态控制是无人机纵向控制系统中的根本部分, 俯仰角控制的优劣直接影响外环高度控制的精确性。俯仰姿态保持控制回路的简单原理方框图如图3所示。

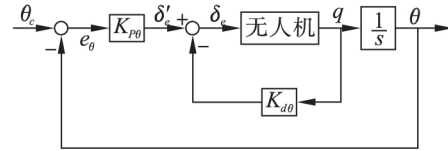


图3 俯仰姿态保持控制回路

俯仰角姿态保持控制回路中, 控制系统首先对无人机当前俯仰角误差值进行计算: 当前俯仰角误差值  $e_\theta$  等于当前俯仰角系统接收期望俯仰角信号  $\theta_c$  与当前角度信号  $\theta$  的差值, 即  $e_\theta = \theta_c - \theta$ 。由于无人机飞行过程中俯仰角通常较小, 为了提高控制精度, 使用比例环节对误差信号进行放大, 比例系数为  $K_{p0}$ 。结合俯仰角速度阻尼回路, 经过限幅后可得升降舵输出信号  $\delta_e$ , 由舵机控制无人机进行相应的动作。可得俯仰通道控制律形式为

$$\delta_e = K_{p0} e_\theta - K_{d0} q \quad (8)$$

#### 3.1.2 高度保持控制回路

无人机飞行高度通道控制律设计, 根据感知到的无人机当前的实时高度和指令信号高度差, 将其偏差值作为输入。高度控制回路通过期望高度计算得到高度变化所需的俯仰角指令值, 进行俯仰通道控制, 从而实现飞行高度的变化。

根据图4所示高度控制回路示意图, 可以计算得其控制律如下

$$\theta_c = K_{ph} (h_c - h) + \frac{K_{ih}}{s} (h_c - h) \quad (9)$$

### 3.2 横向控制系统设计

#### 3.2.1 滚转角保持控制回路

滚转角保持控制回路主要实现滚转角的稳定与控制。当无人机进行直线路径跟踪时, 要求滚转角稳定, 滚转角保持控制系统将保持滚转角为零; 当无人机需要进行航迹、航向改变或



盘旋转弯时,对滚转角保持控制回路输入期望滚转角,使无人机发生滚转,此时无人机具有一定的滚转角度,无人机系统模型中滚转角与航向角的耦合使无人机滚转时航向角同时发生改

变,以达到改变无人机航迹和航向角的目的。滚转角的改变通过操作副翼舵机实现,舵机根据收到的指令信号,驱动机体发生相应的转动,滚转角通道如图5所示。

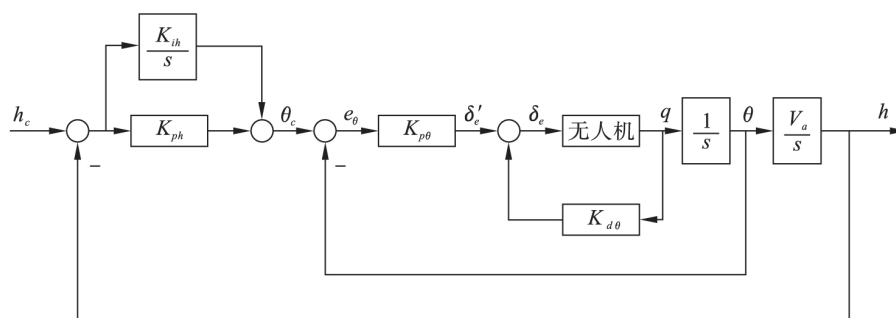


图4 高度保持控制回路

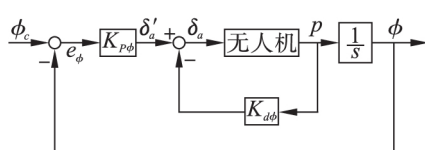


图5 滚转角保持控制回路

根据图5所示滚转角控制回路示意图,可以计算得其控制律如下

$$\delta_a = K_{p\phi}(\phi_c - \phi) - K_{d\phi}P \quad (10)$$

### 3.2.2 航向角保持控制回路

要实现无人机空中转弯,首先必须沿机体 $x$ 轴转过一个角度,即产生一个滚转角,使机身倾斜来完成转弯。此时无人机受力情况为重力、空气升力、发动机推力及空气阻力。首先发动机推力与空气阻力抵消,重力与空气升力在竖直方向上的分力抵消,由空气升力在水平面内的分力作为飞机圆周运动的向心力。可得方程式如下

$$F_y \cos \phi = G = mg \quad (11)$$

$$-F_y \sin \phi = m \dot{\psi} \psi_x \quad (12)$$

由此,可以得到转弯角速度 $\dot{\psi}_x$ 与滚转角之间的关系为

$$\dot{\psi}_x = \frac{-g \tan \phi}{V} \approx \frac{-g \phi}{V} \quad (13)$$

由式(13)可知,要想使无人机在水平面内以 $\psi_x$ 角速度转弯,必须使无人机保持一定的

滚转角。在水平转弯时,航向角变化速率 $\dot{\psi}$ 的值与 $\dot{\psi}_x$ 相等,可得

$$\dot{\psi} \approx -\frac{g \phi}{V} \quad (14)$$

根据式(14),可以构成航向角保持控制系统的结构图,如图6所示。图6中外回路是航向角反馈回路,内回路是滚转角反馈回路,与纵向回路中高度保持控制系统类似。

航向保持控制回路可以实现航向保持、航向给定功能。航向保持,即将航向角保持在控制系统起作用时的瞬间航向值角上;航向给定时,飞控计算机选定某一飞行航向角 $\psi_c$ ,利用此功能可以将飞机转到给定的航向并将飞机保持在该航向。

根据图6可以计算得其控制律如下

$$\phi_c = K_{p\psi}(\psi_c - \psi) \quad (15)$$

本文针对无人机横航向及纵向控制系统设计时,仅考虑给定无人机某期望状态值时,对应控制系统的响应特性与控制效果。当进行实际协调转弯的仿真测试时,由于协调转弯飞行时存在某一恒定滚转角,即无人机具有一定的滚转角度,参考坐标系下升力垂向分量减小。如果此时无人机仍针对原有的俯仰角进行控制保持,必然导致飞行高度下降,一方面可以通过操作升降舵使机头抬升,以弥补升力损失;另一方面也可调节油门推力,调整飞行速度进而调节俯仰姿态,以达到高度保持的目的。

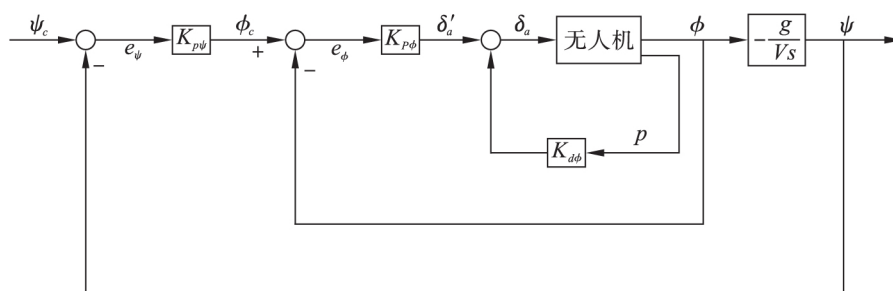


图 6 航向角保持控制回路

#### 4 系统仿真分析

本节使用 Matlab 对前述控制系统进行仿

真分析,示例无人机的横纵向状态空间方程分别为

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.00643 & 0.0263 & 0 & -9.81 & 0 \\ -0.0941 & -0.624 & 820 & 0 & 0 \\ -0.000222 & -0.00153 & -0.668 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 830 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -32.7 \\ -2.08 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e \quad (16)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.000299459 & -0.000687213 & -74.0274 & 9.81 \\ -0.458304 & -53.1876 & 0.530915 & 0 \\ 0.0140087 & -0.0736792 & 0.137953 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \psi \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -4.3892 \\ 0.0375 \end{bmatrix} \delta_a \quad (17)$$

在初始条件为  $[u \ p \ w]^T = [10 \ 0 \ 0]^T$ ,  $[p \ q \ r]^T = [0 \ 0 \ 0]^T$ , 高度为零时, 设定期望滚转角为 0.1 rad, 期望高度为 100 m, 仿真步长 0.1 s, 仿真时间为 100 s 时对各个通道进行仿真分析。

好实现对滚转角的控制, 满足系统对滚转角的控制要求。

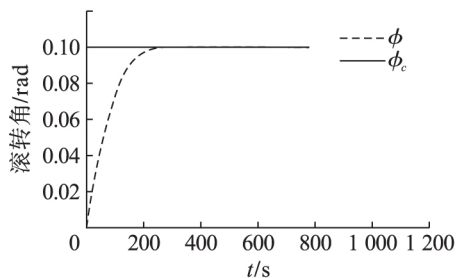


图 7 滚转角控制曲线

图 7 为滚转角控制通道对滚转角的控制曲线图, 调节时间约 2.5 s, 能平稳地将滚转角控制到期望值 0.1 rad, 证明该通道控制架构可较

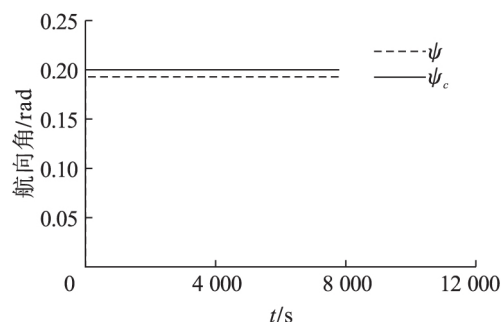


图 8 航向控制曲线

图 8 为航向保持控制通道对无人机航向的控制曲线, 由图 8 可知由前文所述控制架构对航向进行控制时, 航向调节时间极短, 存在小量超调, 但是存在约 3% 的稳态误差, 虽然误差较小可以忽略, 但仍需在后续工作中进行优化调节。

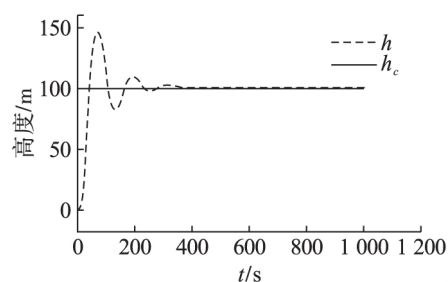


图9 高度控制曲线

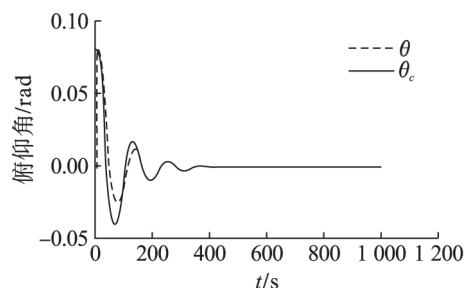


图10 俯仰角控制曲线

图9为高度控制回路对飞行器高度的控制曲线,调节时间约为30s,尽管100m的期望高度与当前无人机飞行高度差别较大,但系统还是在30s左右令控制目标达到期望值。由高度指令计算得出的俯仰角指令跟踪曲线如图10所示,可以发现,在飞行器高度变化过程中,俯仰角控制状态良好,但高度控制出现明显超调,需要在后续工作中对高度控制回路进行优化。

## 5 总结

本文对飞翼无人机进行数学建模,利用无人机线性状态空间方程,使用传统PID控制方法,设计各通道控制律,构建分通道控制回路,对飞翼无人机欧拉角及高度变量进行控制,得到各通道的控制曲线,仿真结果表明,使用该PID分通道控制方法,可较好实现对目标状态变量的控制,为后续无人机航迹控制提供设计基础。

### 参考文献(References):

[1] Gregory I, Cao C Y, Patel V, et al. Adaptive control

laws for flexible semi-span wind tunnel model of high-aspect ratio flying wing [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina. Reston, Virginia: AIAA, 2007.

[2] Ragharan B, Patil R M J. Flight control for flexible, high-aspect-ratio flying wings [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(1): 64-74.

[3] Kim K, Kim D M, Kim S, et al. Flight test of a flying-wing type UAV with partial wing loss using neural network controller [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Boston, MA. Reston, Virginia: AIAA, 2013.

[4] Singh S N, Steinberg M L, Page A B. Variable structure and nonlinear adaptive flight path control [C]//Proceedings of the 2002 American Control Conference. Anchorage, Alaska, 2002.

[5] 郑翌, 王新民, 谢蓉, 等. 无人机自动驾驶自适应控制系统的设计与仿真[J]. 计算机仿真, 2013, 30(2): 85-88.

[6] Xu M X, Zhu X P, Zhou Z, et al. Flight control system design for a flying-wing aircraft [C]//2013 IEEE International Conference of IEEE Region 10. Xi'an, 2013.

[7] 朱家强, 朱纪洪, 郭锁凤, 等. 基于神经网络的鲁棒自适应逆飞行控制[J]. 控制理论与应用, 2005, 22(2): 182-188.

[8] Wise K A. Design parameter tuning in adaptive observer-based flight control architectures [C]//2018 AIAA Information Systems-AIAA Infotech @ Aerospace. Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2018.

[9] Royer C W, Mavris D. Optimal flight control with nonlinear actuator compensation through model reference adaptive control [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Minneapolis, Minnesota. Reston, Virginia: AIAA, 2012.



- [10] Gao L ,Wu W ,Zhou S.Application of L1 adaptive control augmentation to the flying wing unmanned aerial vehicle[C]//2011 Fourth International Symposium on Knowledge Acquisition and Modeling. Sanya.IEEE ,2011.
- [11] 王恒,张曙光.基于逆动力学的机动轨迹跟踪器设计算法[J].北京航空航天大学学报,2006,32(2):144-147,162.
- [12] Frazzoli E ,Dahleh M A ,Feron E.Maneuver-based motion planning for nonlinear systems with symmetries[J].IEEE Transactions on Robotics ,2005 ,21(6):1077-1091.
- [13] Ure N K ,Inalhan G. Autonomous control of unmanned combat air vehicles: design of a multimodal control and flight planning framework for agile maneuvering [J]. IEEE Control Systems Magazine , 2012 ,32(5):74-95.
- [14] 聂禾玮.飞翼无人机机动控制技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2019.
- [15] 李玮.无人机飞行 PID 控制及智能 PID 控制技术研究[D].南京:南京理工大学,2004.
- (责任编辑:吴萍 英文审校:刘爱斌)