



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102759928 B

(45) 授权公告日 2015.04.15

(21) 申请号 201210128377.6

期), 40-43.

(22) 申请日 2012.04.28

审查员 李庆萍

(73) 专利权人 中国人民解放军国防科学技术大学

地址 410073 湖南省长沙国防科技大学航天与材料工程学院 1304 教研室

(72) 发明人 郑伟 杨跃能 邹东升 吴杰

(51) Int. Cl.

G05D 1/10(2006.01)

(56) 对比文件

CN 102205876 A, 2011.10.05,

US 2003/0004619 A1, 2003.01.02,

US 2002/0055809 A1, 2002.05.09,

CN 101937233 A, 2011.01.05,

US 6662086 B2, 2003.12.09,

郭建国等.《基于滑模神经网络的自主飞艇姿态控制》.《飞行力学》.2009,第27卷(第1

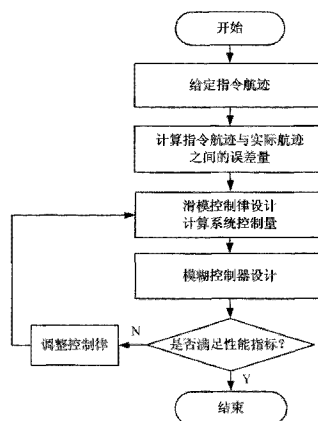
权利要求书2页 说明书5页 附图3页

(54) 发明名称

一种平流层飞艇航迹控制方法

(57) 摘要

本发明揭示了一种平流层飞艇航迹控制方法,包括以下步骤:步骤1 给定飞艇指令航迹;步骤2 计算出所述飞艇指令航迹与实际航迹之间的误差量 e;步骤3 选取滑模面 s 及趋近律设计滑模控制律,计算系统控制量 τ ;步骤4 以所述滑模面 s 为模糊控制器的输入,以控制参数为所述模糊控制器的输出设计模糊控制器,通过模糊规则在线调整控制参数。该方法能够稳定跟踪指令航迹,且克服了滑模控制导致的抖振问题,具有良好的鲁棒性和动态性能,为平流层飞艇航迹控制系统设计提供了有效方案。



1. 一种平流层飞艇航迹控制方法,其特征在于:包括以下步骤:

步骤 1 给定飞艇的指令航迹 η_d :

$$\eta_d = [x_d, y_d, \psi_d]^T$$

其中 x_d 、 y_d 、 ψ_d 分别为指令 X 坐标、指令 Y 坐标和指令航向角,上标 T 表示向量或矩阵的转置;

步骤 2 计算出所述指令航迹与飞艇实际航迹之间的误差量 e ,其具体计算方法为 $e = \eta_d - \eta = [x_d - x, y_d - y, \psi_d - \psi]^T$,其中 $\eta = [x, y, \psi]^T$ 为实际航迹, x 、 y 、 ψ 分别为实际航迹的 X 坐标、Y 坐标和航向角;

步骤 3 选取滑模面 s 及趋近律设计滑模控制律,计算系统控制量 τ ;

步骤 4 以所述滑模面 s 为模糊控制器的输入,以控制参数 k 为所述模糊控制器的输出设计模糊控制器,通过模糊规则在线调整控制参数 k ,

所述模糊控制器的具体设计方法为:

(a) 令模糊控制器的输入变量为滑模面 s ,输出变量为 k ,根据 s 的变化在线调整 k 的取值;

(b) 定义输入输出变量的模糊集合,描述输入变量和输出变量的模糊子集定义为: {NB, NS, ZO, PS, PB},其中, NB 为负大、NS 为负小、ZO 为零、PS 为正小、PB 为正大;

(c) 设置模糊规则,具体的模糊规则为 $R^{(j)}$:若 s_i 为 F_s^j ,则 k_i 为 B^j ,其中, $R^{(j)}$ 为模糊规则语句, F_s^j 为变量 s_i 模糊集合的子集, B^j 为第 j 条模糊规则的输出, s_i 为滑模面 s 的子集, $i = 1, 2, 3$;

(d) 采用重心法去模糊化,输出满足如下条件:

$$k_i = \frac{\sum_{j=1}^n \mu(B^j) \square B^j}{\sum_{j=1}^n \mu(B^j)}$$

其中, $\mu(B^j)$ 为 B^j 的隶属度函数, n 为模糊规则条数,通过上述的模糊控制器能够实现在线调整控制参数 k_i 。

2. 根据权利要求 1 所述的一种平流层飞艇航迹控制方法,其特征在于:步骤 3 中所述滑模控制律的具体设计方法为:

(a) 建立飞艇航迹模型如下:

$$M\dot{V} + C(V)V + D(V)V = \tau$$

$$\dot{\eta} = J(\eta)V$$

$$\text{其中: } M = \begin{bmatrix} m - X_{\dot{u}} & 0 & 0 \\ 0 & m - Y_{\dot{v}} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} - N_{\dot{r}} \end{bmatrix},$$

$$C(V) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -(m-Y_v)v \\ 0 & 0 & (m-X_u)u \\ (m-Y_v)v & -(m-X_u)u & 0 \end{bmatrix},$$

$$D(V) = \begin{bmatrix} -X_u & 0 & 0 \\ 0 & -Y_v & 0 \\ 0 & 0 & -N_r \end{bmatrix}, \quad J(\eta) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \dot{V} \text{ 为 } V \text{ 的一阶导}$$

数, $\dot{\eta}$ 为 η 的一阶导数; 其中, m 为飞艇总质量; X_u 、 Y_v 、 N_r 、 X_u 、 Y_v 、 N_r 为附加惯性参数; $V = [u, v, r]^T$, u 为轴向速度、 v 为侧向速度、 r 为航向角速度; $\tau = [\tau_u, \tau_v, \tau_r]^T$, τ_u 为轴向控制量、 τ_v 为侧向控制量、 τ_r 为航向控制量;

(b) 选取滑模面 s 为:

$$s = ce + \dot{e}$$

其中 $c = \text{diag}(c_1, c_2, c_3)$, $c_i > 0$, $i = 1, 2, 3$, \dot{e} 为误差量 e 的一阶导数;

(c) 选取趋近律为: $\dot{s} = -\rho s - k \text{sign}(s)$

其中 \dot{s} 为滑模面 s 的一阶导数, $\rho = \text{diag}(\rho_1, \rho_2, \rho_3)$, $\rho_i > 0$, $k = \text{diag}(k_1, k_2, k_3)$, $k_i > 0$, $i = 1, 2, 3$, $\text{sign}()$ 为符号函数;

(d) 设计滑模控制律, 计算系统控制量 τ 为:

$$\tau = M_\eta(\eta)\dot{\eta}_r + C_\eta(\eta)\dot{\eta}_r + D_\eta(\eta)\dot{\eta}_r - \rho s - k \text{sign}(s)$$

其中, $\dot{\eta}_r = \dot{\eta} - s = \dot{\eta}_d - ce$, $D_\eta(V) = D(V)J^{-1}(\eta)$, $M_\eta = MJ^{-1}(\eta)$,

$C_\eta(V) = [C(V) - MJ^{-1}(\eta)J(\eta)]J^{-1}(\eta)$, $J^{-1}(\eta)$ 为 $J(\eta)$ 的逆矩阵, $\ddot{\eta}_r$ 为 η 的二阶导数, $M_\eta(\eta)$ 是以 η 表示的 M 矩阵, $C_\eta(\eta)$ 是以 η 表示的 $C(V)$ 矩阵, $D_\eta(\eta)$ 是以 η 表示的 $D(V)$ 矩阵。

一种平流层飞艇航迹控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种航天航空领域的飞行控制方法,特别涉及一种平流层飞艇航迹控制方法,属于自动控制技术领域。

背景技术

[0002] 平流层飞艇是指一种以浮升气体(氦气)提供静升力,依靠控制系统和推进系统在平流层空域定点驻留和低速机动的飞行器,具有留空时间长、载荷量大、效费比高、隐身性能好、生存能力强等优点,可广泛应用于侦察监视、战区预警、通信中继、环境监测、应急救援、科学探测等领域,具有重要的商业和军事应用价值,当前已成为航空领域的研究热点。平流层飞艇的总体布局、飞行机理以及工作模式显著不同于飞机、导弹等传统飞行器,提出了一系列飞行控制研究的新课题。其中,航迹控制是飞行控制研究的重难点问题,也是平流层飞艇研制和应用的关键技术之一。

[0003] 从控制角度分析,平流层飞艇是一个复杂的被控对象,具有多变量、非线性、不确定等特点,且易受参数摄动和外界扰动的影响,因此,航迹控制成为其飞行控制系统设计的难点。已有研究成果对飞艇航迹控制系统的设计大都基于线性化动力学模型,未考虑非线性因素以及纵向和横侧向运动之间的耦合作用,仅在平衡点附近有效。对于飞行过程中的不确定性和外界干扰,已有文献中通常采用滑模控制方法来设计航迹控制系统,滑模控制对参数摄动及外界干扰具有强鲁棒性,但由于滑模控制律在不同控制逻辑之间来回切换导致抖振,从而影响控制系统性能。

发明内容

[0004] 针对现有技术的不足,有必要提供一种能有效抑制抖振的平流层飞艇航迹控制方法。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明提供了如下技术方案:

[0006] 一种平流层飞艇航迹控制方法,包括以下步骤:

[0007] 步骤1 给定飞艇的指令航迹 η_d

[0008] $\eta_d = [x_d, y_d, \psi_d]^T$

[0009] 其中 x_d 、 y_d 、 ψ_d 分别为指令 X 坐标、指令 Y 坐标和指令航向角,上标 T 表示向量或矩阵的转置;

[0010] 步骤2 计算出所述指令航迹与飞艇实际航迹之间的误差量 e ,其具体计算方法为 $e = \eta_d - \eta = [x_d - x, y_d - y, \psi_d - \psi]^T$,其中 $\eta = [x, y, \psi]^T$ 为实际航迹, x 、 y 、 ψ 分别为实际航迹的 X 坐标、Y 坐标和航向角;

[0011] 步骤3 选取滑模面及趋近律设计滑模控制律,计算系统控制量 τ ;

[0012] 步骤4 以所述滑模面为模糊控制器的输入,以控制参数为所述模糊控制器的输出设计模糊控制器,通过模糊规则在线调整控制参数。

[0013] 更进一步,步骤3 中所述滑模控制律的具体设计方法为:

[0014] (a) 建立飞艇航迹模型如下：

$$[0015] \quad \mathbf{M}\dot{\mathbf{V}} + \mathbf{C}(\mathbf{V})\mathbf{V} + \mathbf{D}(\mathbf{V})\mathbf{V} = \boldsymbol{\tau}$$

$$[0016] \quad \dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta})\mathbf{V}$$

$$[0017] \quad \text{其中} : \mathbf{M} = \begin{bmatrix} m - X_{\dot{u}} & 0 & 0 \\ 0 & m - Y_{\dot{v}} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} - N_{\dot{r}} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{V}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -(m - Y_{\dot{v}})v \\ 0 & 0 & (m - X_{\dot{u}})u \\ (m - Y_{\dot{v}})v & -(m - X_{\dot{u}})u & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{D}(\mathbf{V}) = \begin{bmatrix} -X_u & 0 & 0 \\ 0 & -Y_v & 0 \\ 0 & 0 & -N_r \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \dot{\mathbf{V}} \text{ 为 } \mathbf{V} \text{ 的一阶导数, } \dot{\boldsymbol{\eta}} \text{ 为 } \boldsymbol{\eta} \text{ 的一阶导数; 其中, } m \text{ 为飞艇总质量; } X_{\dot{u}}、Y_{\dot{v}}、N_{\dot{r}}、X_u、Y_v、N_r \text{ 为附加惯性参数; } \mathbf{V} = [u, v, r]^T, u \text{ 为轴向速度、} v \text{ 为侧向速度、} r \text{ 为航向角速度; } \boldsymbol{\tau} = [\tau_u, \tau_v, \tau_r]^T, \tau_u \text{ 为轴向控制量、} \tau_v \text{ 为侧向控制量、} \tau_r \text{ 为航向控制量。}$$

[0018] (b) 选取滑模面 s 为：

$$[0019] \quad \mathbf{s} = \mathbf{c}\mathbf{e} + \dot{\mathbf{e}}$$

[0020] 其中 $\mathbf{c} = \text{diag}(c_1, c_2, c_3)$, ($c_i > 0, i = 1, 2, 3$), $\dot{\mathbf{e}}$ 为 \mathbf{e} 的一阶导数。

[0021] (c) 选取趋近律为： $\dot{\mathbf{s}} = -\boldsymbol{\rho}\mathbf{s} - \mathbf{k}\text{sign}(\mathbf{s})$

[0022] 其中 $\dot{\mathbf{s}}$ 为滑模面 s 的一阶导数, $\boldsymbol{\rho} = \text{diag}(\rho_1, \rho_2, \rho_3)$, $\rho_i > 0$, $\mathbf{k} = \text{diag}(k_1, k_2, k_3)$, $k_i > 0$, ($i = 1, 2, 3$), $\text{sign}()$ 为符号函数；

[0023] (d) 设计滑模控制律, 计算系统控制量为：

$$[0024] \quad \boldsymbol{\tau} = \mathbf{M}_{\boldsymbol{\eta}}(\boldsymbol{\eta})\ddot{\boldsymbol{\eta}}_r + \mathbf{C}_{\boldsymbol{\eta}}(\boldsymbol{\eta})\dot{\boldsymbol{\eta}}_r + \mathbf{D}_{\boldsymbol{\eta}}(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{\eta}_r - \boldsymbol{\rho}\mathbf{s} - \mathbf{k}\text{sign}(\mathbf{s})$$

[0025] 其中, $\dot{\boldsymbol{\eta}}_r = \dot{\boldsymbol{\eta}} - \mathbf{s} = \dot{\boldsymbol{\eta}}_d - \mathbf{c}\mathbf{e}$, $\mathbf{M}_{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{M}\mathbf{J}^{-1}(\boldsymbol{\eta})$, $\mathbf{D}_{\boldsymbol{\eta}}(\mathbf{V}) = \mathbf{D}(\mathbf{V})\mathbf{J}^{-1}(\boldsymbol{\eta})$, $\mathbf{C}_{\boldsymbol{\eta}}(\mathbf{V}) = [\mathbf{C}(\mathbf{V}) - \mathbf{M}\mathbf{J}^{-1}(\boldsymbol{\eta})\dot{\mathbf{J}}(\boldsymbol{\eta})]\mathbf{J}^{-1}(\boldsymbol{\eta})$, $\mathbf{J}^{-1}(\boldsymbol{\eta})$ 为 $\mathbf{J}(\boldsymbol{\eta})$ 的逆矩阵, $\ddot{\boldsymbol{\eta}}_r$ 为 $\boldsymbol{\eta}$ 的二阶导数, $\mathbf{M}_{\boldsymbol{\eta}}(\boldsymbol{\eta})$ 是以 $\boldsymbol{\eta}$ 表示的 \mathbf{M} 矩阵, $\mathbf{C}_{\boldsymbol{\eta}}(\boldsymbol{\eta})$ 是以 $\boldsymbol{\eta}$ 表示的 $\mathbf{C}(\mathbf{V})$ 矩阵, $\mathbf{D}_{\boldsymbol{\eta}}(\boldsymbol{\eta})$ 是以 $\boldsymbol{\eta}$ 表示的 $\mathbf{D}(\mathbf{V})$ 矩阵。

[0026] 更进一步, 所述模糊控制器的具体设计方法为：

[0027] (a) 令模糊控制器的输入变量为滑模面 s , 输出变量为 k , 根据 s 的变化在线调整 k 的取值；

[0028] (b) 定义输入输出变量的模糊集合, 描述输入变量和输出变量的模糊子集定义为： $\{\text{NB}, \text{NS}, \text{ZO}, \text{PS}, \text{PB}\}$, 其中, NB 为负方向数值较大、NS 为负方向数值较小、ZO 为零、PS 为正方向数值较小、PB 为正方向数值较大；

[0029] (c) 设置模糊规则, 具体的模糊规则为 $R^{(j)}$: 若 s_i 为 F_s^j , 则 k_i 为 B^j , 其中, $R^{(j)}$ 为模糊规则语句, F_s^j 为变量 s_i 模糊集合的子集, B^j 为第 j 条模糊规则的输出；

[0030] (d) 采用重心法去模糊化,输出满足如下条件:

$$[0031] \quad k_i = \frac{\sum_{j=1}^n \mu(B^j) \cdot B^j}{\sum_{j=1}^n \mu(B^j)}$$

[0032] 其中, $\mu(B^j)$ 为 B^j 的隶属度函数, n 为模糊规则条数,通过上述的模糊控制器能够实现在线调整控制参数 k_i 。

[0033] 与现有技术相比,本发明“一种平流层飞艇航迹控制方法”的优点在于:

[0034] 1) 该方法考虑了各项非线性因素以及纵向和横侧向运动之间的耦合作用,克服了线性化模型仅适于平衡点的局限性,拓宽了控制系统的工作点范围。

[0035] 2) 该方法能够跟踪任意参数化指令航迹,且能保证系统的稳定性。

[0036] 3) 该方法通过选取合适的滑模面和趋近律设计滑模控制律,使得系统对参数摄动及外界扰动具有良好的鲁棒性。

[0037] 4) 该方法采用模糊控制方法,以滑模面为模糊控制器的输入,以控制参数为模糊控制器的输出设计了模糊控制器,通过模糊规则在线调整控制参数,能够有效抑制抖振,提高了控制系统性能。

附图说明

[0038] 下面将结合附图及实施例对本发明作进一步说明,附图中:

[0039] 图 1 是本发明一种平流层飞艇航迹控制方法流程图;

[0040] 图 2 是本发明一种平流层飞艇航迹控制方法的控制系统结构示意图;

[0041] 图 3 是本发明一种平流层飞艇航迹控制方法飞艇平面航迹示意图;

[0042] 图 4 是本发明一种平流层飞艇航迹控制方法模糊系统隶属度函数图;

[0043] 图 5 是运用本发明一种平流层飞艇航迹控制方法的飞艇航迹控制结果图;

[0044] 图 6 为本发明一种平流层飞艇航迹控制方法飞艇航迹控制误差图。

具体实施方式

[0045] 为了使本发明专利的目的、技术方案和优点更加清楚明白,下面结合实施例和附图,对本发明进一步详细说明:

[0046] 请参阅附图 1、图 2,本发明提供了一种平流层飞艇航迹控制方法,用于控制平流层飞艇航迹,其通过模糊规则在线调整控制参数,以抑制抖振从而提高系统性能。为了更清楚的说明本发明的工作原理,给定指令航迹为:

$$[0047] \quad \eta_d = [x_d, y_d, \psi_d]^T = [-500\sin(0.01t), 500\cos(0.01t), 0.01t]^T$$

[0048] 其中, x_d 、 y_d 、 ψ_d 分别为参数化的指令 X 坐标、指令 Y 坐标和指令航向角。请参阅附图 3,附图所示为飞艇的平面航迹示意图,其中 OXY 为地面坐标系,原点选取 O 为飞艇的放飞位置,OX 轴指向正北方向,OY 轴垂直于 OX 轴,指向正东方向; $o_b x_b y_b$ 为体坐标系,原点 o_b 选取为飞艇的浮心, $o_b x_b$ 轴与艇体纵轴重合,指向艇首, $o_b y_b$ 轴垂直于 $o_b x_b$ 轴,指向右方。

[0049] 计算飞艇指令航迹与实际航迹之间的误差量 e :

[0050] $e = \eta_d - \eta = [x_d - x, y_d - y, \psi_d - \psi]^T$, 其中 $\eta = [x, y, \psi]^T$ 为实际航迹, x, y, ψ 分别为实际航迹的 X 坐标、Y 坐标和航向角。

[0051] 初始位置为: $\eta_0 = [x_0, y_0, \psi_0]^T = [500\text{m}, 500\text{m}, -\pi/2]^T$ 。

[0052] 飞艇航迹模型描述如下:

$$[0053] \quad M\dot{V} + C(V)V + D(V)V = \tau$$

$$[0054] \quad \dot{\eta} = J(\eta)V$$

$$[0055] \quad \text{其中, } M = \begin{bmatrix} m - X_{\dot{u}} & 0 & 0 \\ 0 & m - Y_{\dot{v}} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} - N_{\dot{r}} \end{bmatrix},$$

$$C(V) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -(m - Y_{\dot{v}})v \\ 0 & 0 & (m - X_{\dot{u}})u \\ (m - Y_{\dot{v}})v & -(m - X_{\dot{u}})u & 0 \end{bmatrix}, D(V) = \begin{bmatrix} -X_u & 0 & 0 \\ 0 & -Y_v & 0 \\ 0 & 0 & -N_r \end{bmatrix},$$

$$J(\eta) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \dot{V} \text{ 为 } V \text{ 的一阶导数, } \dot{\eta} \text{ 为 } \eta \text{ 的一阶导数; 其中, } m \text{ 为飞艇总质量; } X_{\dot{u}}, Y_{\dot{v}}, N_{\dot{r}}, X_u, Y_v, N_r \text{ 为附加惯性参数; } V = [u, v, r]^T, u \text{ 为轴向速度、} v \text{ 为侧向速度、} r \text{ 为航向角速度; } \tau = [\tau_u, \tau_v, \tau_r]^T, \tau_u \text{ 为轴向控制量、} \tau_v \text{ 为侧向控制量、} \tau_r \text{ 为航向控制量。}$$

[0056] 本实施例中飞艇的参数如下:

参数	数值	参数	数值
m	239 kg	I_x	833.2 kgm ²
I_y	13229.5 kgm ²	I_z	12826.7 kgm ²
[0057] I_{xz}	1047.6 kgm ²	z_G	0.902 m
$X_{\dot{u}}$	-4.235 kg	$Y_{\dot{v}}$	-21.668 kg
$N_{\dot{r}}$	-3.423 kgm ²	X_u	216.7 kg
Y_v	215 kg	N_r	50.2 kgm ²

[0058] 选取滑模面 s 为:

$$[0059] \quad s = ce + \dot{e}$$

[0060] 其中, $c = [c_1, c_2, c_3]^T = [10, 10, 15]^T$, \dot{e} 为 e 的一阶导数。

[0061] 选取指数趋近律为:

$$[0062] \quad \dot{s} = -\rho s - k \text{sign}(s)$$

[0063] 其中 \dot{s} 为滑模面 s 的一阶导数, $\rho = \text{diag}(\rho_1, \rho_2, \rho_3)$, $\rho_i > 0$, $k = \text{diag}(k_1, k_2, k_3)$, $k_i > 0$, ($i = 1, 2, 3$), $\text{sign}()$ 为符号函数;

[0064] 设计滑模控制律, 计算系统控制量为:

[0065] $\tau = M_{\eta}(\eta)\ddot{\eta}_r + C_{\eta}(\eta)\dot{\eta}_r + D_{\eta}(\eta)\dot{\eta}_r - \rho s - k \text{sign}(s)$

[0066] 其中, $\dot{\eta}_r = \dot{\eta} - s = \dot{\eta}_d - ce$, $M_{\eta} = MJ^{-1}(\eta)$, $D_{\eta}(V) = D(V)J^{-1}(\eta)$, $C_{\eta}(V) = [C(V) - MJ^{-1}(\eta)\dot{J}(\eta)]J^{-1}(\eta)$, $J^{-1}(\eta)$ 为 $J(\eta)$ 的逆矩阵, $\ddot{\eta}_r$ 为 η 的二阶导数; $M_{\eta}(\eta)$ 是以 η 表示的 M 矩阵, $C_{\eta}(\eta)$ 是以 η 表示的 $C(V)$ 矩阵, $D_{\eta}(\eta)$ 是以 η 表示的 $D(V)$ 矩阵; 控制律参数选取为 $\rho = [\rho_1, \rho_2, \rho_3]^T = [0.01, 0.02, 0.05]^T$ 。

[0067] 令模糊控制器的输入变量为滑模面 s , 输出变量为 k , 由此可以根据 s 的变化在线调整 k 的取值。

[0068] 描述输入变量和输出变量的模糊子集可定义为: $\{NB, NS, ZO, PS, PB\}$, 其中, NB 为负方向数值较大、 NS 为负方向数值较小、 ZO 为零、 PS 为正方向数值较小、 PB 为正方向数值较大, 其隶属度函数如附图 4 所示。

[0069] 采用 IF-THEN 模糊规则:

[0070] $R^{(j)}$: 若 s_i 为 F_s^j , 则 k_i 为 B^j

[0071] 其中, $R^{(j)}$ 为模糊规则语句, F_s^j 为变量 s_i 模糊集合的子集, B^j 为第 j 条模糊规则的输出。

[0072] 当系统状态远离滑模面时, 需要采用较大的控制作用使得系统状态能够快速返回滑模面, 即增大控制参数 k ; 当系统状态趋近滑模面, 需要采用较小的控制作用以抑制抖振, 即减小控制参数 k , 具体模糊规则表如下图所示:

[0073]

s_i	NB	NS	ZO	PS	PB
k_i	NB	NS	ZO	PS	PB

[0074] 采用重心法去模糊化, 可得模糊输出 k_i :

[0075]
$$k_i = \frac{\sum_{j=1}^n \mu(B^j) \cdot B^j}{\sum_{j=1}^n \mu(B^j)}$$

[0076] 其中, $\mu(B^j)$ 为 B^j 的隶属度函数, n 为模糊规则条数。由此, 通过上述的模糊控制器能够实现在线调整控制参数 k_i 。

[0077] 本实施例中, 飞艇航迹控制结果如图 5、图 6 所示, 其中由图 5 可知, 飞艇由初始位置出发, 能够准确地跟踪指令航迹, 验证了本发明方法的有效性; 图 6 给出了航迹控制的 X 坐标、 Y 坐标和航向角的跟踪误差, 由图 6 可得: 位置坐标误差在 100s 左右收敛至 0m, 航向角误差以较快速度收敛至 0rad, 表明了本发明方法具有较高的控制精度。

[0078] 控制工程师在应用过程中可以根据实际飞艇给定任意指令航迹, 并将由该方法得到的控制量传输至执行机构实现航迹控制功能。

[0079] 以上所述仅为本发明的较佳实施例而已, 并不用以限制发明, 凡在本发明的精神和原则之内, 所作的任何修改、等同替换、改进等, 均应包含在本发明的保护范围之内。

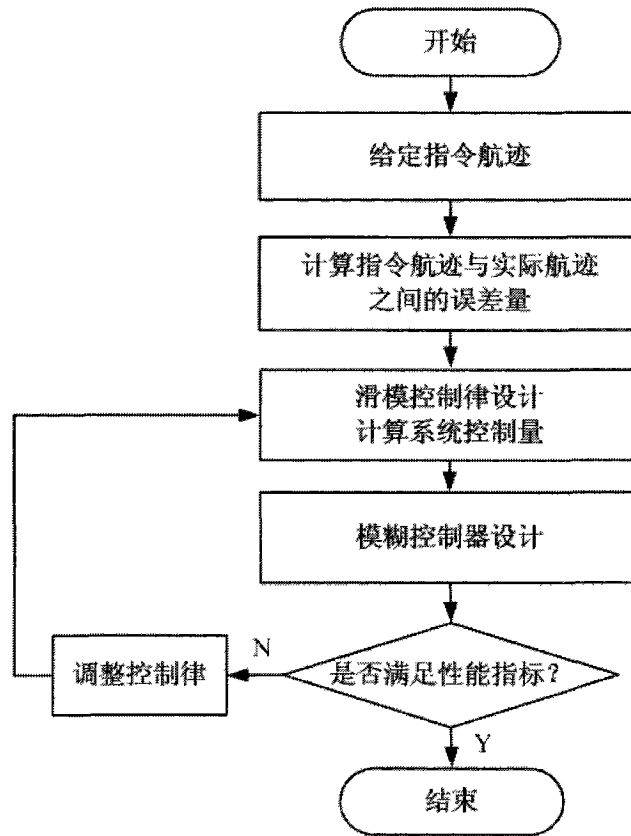


图 1

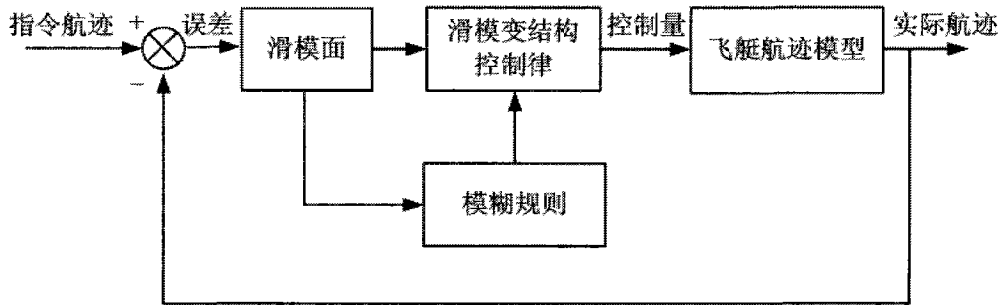


图 2

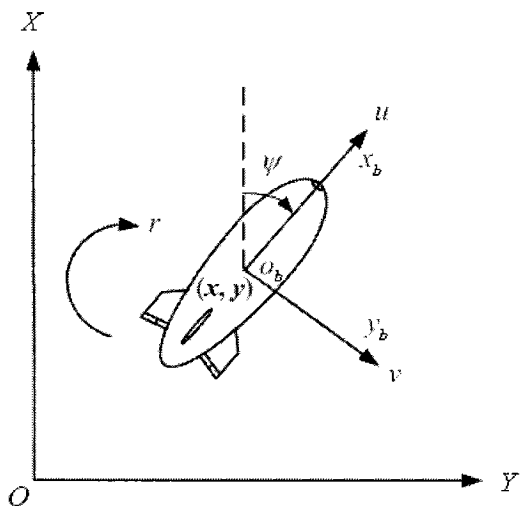


图 3

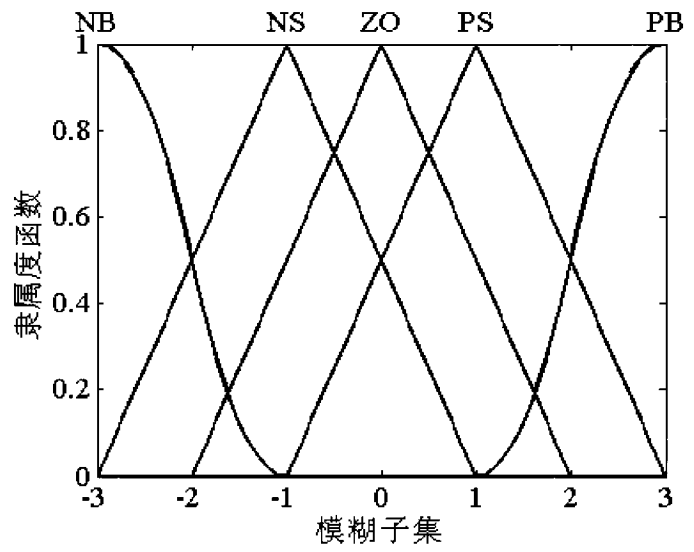


图 4

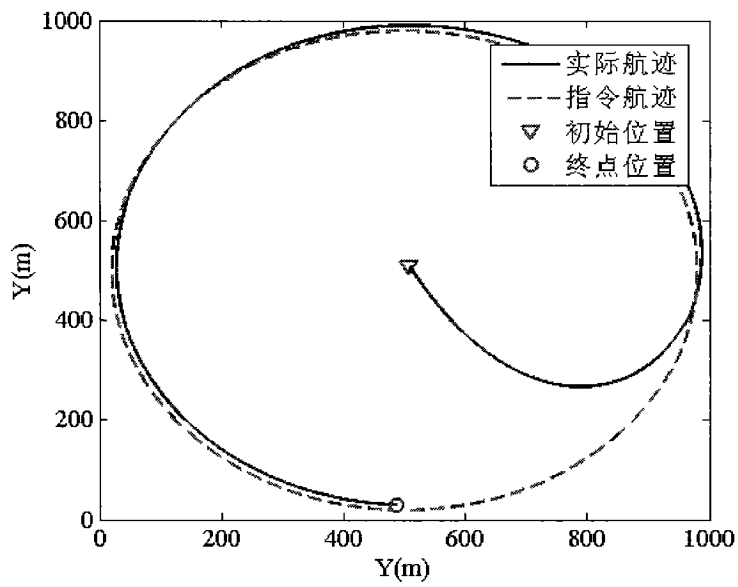


图 5

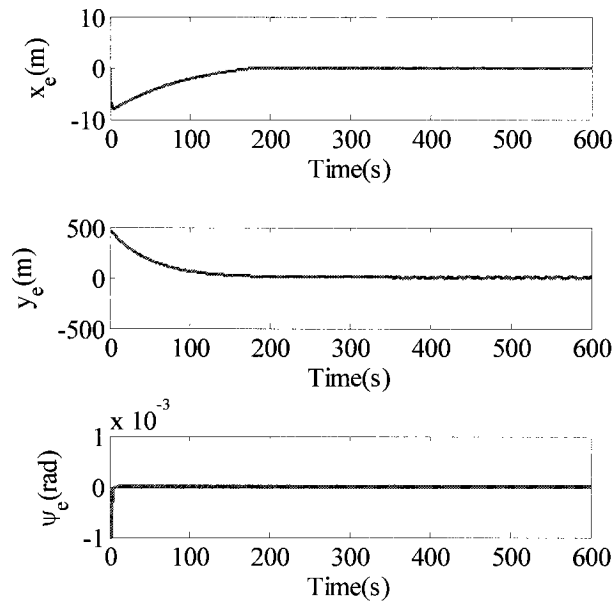


图 6