



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 118009819 B

(45) 授权公告日 2024. 07. 12

(21) 申请号 202410428317.9

(22) 申请日 2024.04.10

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 118009819 A

(43) 申请公布日 2024.05.10

(73) 专利权人 西安现代控制技术研究所
地址 710065 陕西省西安市雁塔区丈八东路10号

(72) 发明人 苗昊春 邓海鹏 皇甫逸伦
牛智奇 张宝 何轶 张伟杰
刘仲信 李琪 栗金平 高登巍
杨云刚 杜运理 李瑶

(74) 专利代理机构 西北工业大学专利中心
61204
专利代理师 顾潮琪

(51) Int.Cl.

F42B 15/01 (2006.01)

F42B 15/00 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 110764528 A, 2020.02.07

CN 114485265 A, 2022.05.13

审查员 任冠逢

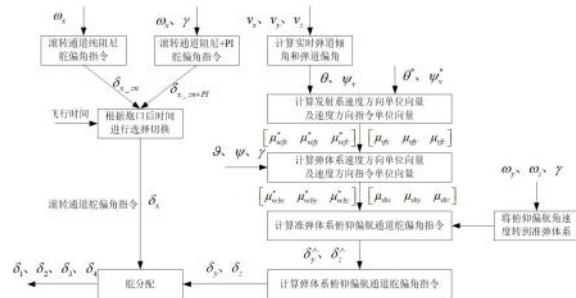
权利要求书3页 说明书6页 附图2页

(54) 发明名称

一种弱资源情况下的转弯控制策略设计方法

(57) 摘要

本发明公开了一种弱资源情况下的转弯控制策略设计方法,依次计算滚转通道舵偏角指令、弹体实时弹道倾角和弹道偏角、发射系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量、准弹体系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量、准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令、弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令,最终将弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令分配为单片舵偏角指令。本发明有效降低了发射初始段由于舵效低而长时间满舵所导致的程序角跟踪误差较大甚至弹体发散的风险。



1. 一种弱资源情况下的转弯控制策略设计方法,其特征在于,包括如下步骤:

步骤1:计算滚转通道舵偏角指令:

$$\delta_{x_zn} = K_{wx} \times w_x$$

$$\delta_{x_zn+PI} = K_{wx} \times w_x + K_{Px}(\gamma^* - \gamma) + K_{Ix} \int_{12} \gamma^* - \gamma dt;$$

如果飞行时间小于等于N:

$$\delta_x = \delta_{x_zn};$$

如果飞行时间大于N:

$$\delta_x = \delta_{x_zn+PI};$$

其中, K_{wx} 、 K_{Px} 、 K_{Ix} 均为滚转通道控制增益, w_x 为惯导测量的弹体滚转角速度, γ^* 为滚转角指令, γ 为惯导测量的弹体滚转角, δ_{x_zn} 为滚转通道阻尼舵偏角指令, δ_{x_zn+PI} 为滚转通道阻尼+PI控制舵偏角指令, δ_x 为滚转通道舵偏角指令;

步骤2:计算弹体实时弹道倾角和弹道偏角;

弹道倾角:

$$\theta = \arctan 2(v_y, v_x);$$

弹道偏角:

$$\psi_v = -\arcsin\left(\frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}}\right);$$

其中, v_x 、 v_y 、 v_z 分别为惯导测量的导弹发射系速度在X、Y、Z轴的分量, θ 为弹道倾角, ψ_v 为弹道偏角;

步骤3:计算发射系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量;

发射系速度方向单位向量:

$$\begin{bmatrix} \mu_{vfx} \\ \mu_{vfy} \\ \mu_{v fz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \times \cos(\psi_v) \\ \sin(\theta) \times \cos(\psi_v) \\ -\sin(\psi_v) \end{bmatrix};$$

发射系速度方向指令单位向量:

$$\begin{bmatrix} \mu_{vcfx}^* \\ \mu_{vcfy}^* \\ \mu_{vc fz}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta^*) \times \cos(\psi_v^*) \\ \sin(\theta^*) \times \cos(\psi_v^*) \\ -\sin(\psi_v^*) \end{bmatrix};$$

其中, θ^* 为装定的弹道倾角指令, ψ_v^* 为装定的弹道偏角指令, μ_{vfx} 、 μ_{vfy} 、 $\mu_{v fz}$ 分别为速度方向单位向量在发射系X、Y、Z轴的分量, μ_{vcfx}^* 、 μ_{vcfy}^* 、 $\mu_{vc fz}^*$ 分别为速度方向指令单位向量在发射系X、Y、Z轴的分量;

步骤4:计算准弹体系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量;

准弹体系速度方向单位向量:

$$\begin{bmatrix} \mu_{vbx} \\ \mu_{vby} \\ \mu_{vbx} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \mathcal{G} \cos \psi & \sin \mathcal{G} \cos \psi & -\sin \psi \\ -\sin \mathcal{G} & \cos \mathcal{G} & 0 \\ \cos \mathcal{G} \sin \psi & \sin \mathcal{G} \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_{vfx} \\ \mu_{vfy} \\ \mu_{vfx} \end{bmatrix};$$

准弹体系速度方向指令单位向量:

$$\begin{bmatrix} \mu_{vcbx}^* \\ \mu_{vcby}^* \\ \mu_{vcbz}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \mathcal{G} \cos \psi & \sin \mathcal{G} \cos \psi & -\sin \psi \\ -\sin \mathcal{G} & \cos \mathcal{G} & 0 \\ \cos \mathcal{G} \sin \psi & \sin \mathcal{G} \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_{vcfx}^* \\ \mu_{vcfy}^* \\ \mu_{vcfz}^* \end{bmatrix};$$

其中, \mathcal{G} 为惯导测量的弹体发射系俯仰角, ψ 为惯导测量的发射系偏航角, $[\mu_{vbx} \ \mu_{vby} \ \mu_{vbx}]$ 分别为速度方向单位向量在准弹体系 X、Y、Z 轴的分量, $[\mu_{vcbx}^* \ \mu_{vcby}^* \ \mu_{vcbz}^*]$ 分别为速度方向指令单位向量在准弹体系 X、Y、Z 轴的分量;

步骤5: 计算准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令;

将俯仰和偏航角速度转为准弹体系角速度:

$$\begin{aligned} w_{yz} &= w_y \times \cos \gamma - w_z \times \sin \gamma \\ w_{zz} &= w_y \times \sin \gamma + w_z \times \cos \gamma; \end{aligned}$$

其中, w_y 、 w_z 分别为惯导测量的弹体偏航和俯仰角速度, γ 为惯导测量的弹体滚转角, w_{yz} 为准弹体系偏航角速度, w_{zz} 为准弹体系俯仰角速度;

准弹体系俯仰和偏航通道阻尼舵偏角指令分别为:

$$\begin{aligned} \delta_{z_zn} &= K_{zn} \times w_{zz} \\ \delta_{y_zn} &= K_{zn} \times w_{yz}; \end{aligned}$$

其中, K_{zn} 为俯仰偏航通道阻尼控制增益, δ_{z_zn} 为准弹体系俯仰通道阻尼舵偏角指令, δ_{y_zn} 为准弹体系偏航通道阻尼舵偏角指令;

准弹体系俯仰和偏航通道增稳舵偏角指令分别为:

$$\begin{aligned} \delta_{z_zw} &= \int_0 K_{zw} \times w_{zz} \\ \delta_{y_zw} &= \int_0 K_{zw} \times w_{yz}; \end{aligned}$$

其中, K_{zw} 为俯仰偏航通道增稳控制增益, δ_{z_zw} 为准弹体系俯仰通道增稳舵偏角指令, δ_{y_zw} 为准弹体系偏航通道增稳舵偏角指令;

准弹体系俯仰通道弹道倾角控制舵偏角指令和偏航通道弹道偏角舵偏角指令分别为:

$$\theta 1 = (\arccos(\mu_{vcbx}^*)) \times \mu_{vcbx}^* / \sqrt{(\mu_{vcbx}^*)^2 + (\mu_{vcbz}^*)^2}$$

$$\theta 2 = (\arccos(\mu_{vbx})) \times \mu_{vbx} / \sqrt{(\mu_{vby})^2 + (\mu_{vbx})^2}$$

$$\psi_v 1 = -(\arccos(\mu_{vcbx}^*)) \times \mu_{vcbz}^* / \sqrt{(\mu_{vcbx}^*)^2 + (\mu_{vcbz}^*)^2};$$

$$\psi_v 2 = -(\arccos(\mu_{vbx})) \times \mu_{vbx} / \sqrt{(\mu_{vby})^2 + (\mu_{vbx})^2}$$

$$\delta_\theta = (\theta 1 - \theta 2) \times K_{\theta\psi v}$$

$$\delta_{\psi v} = (\psi_v 1 - \psi_v 2) \times K_{\theta\psi v}$$

其中, $\theta 1$ 、 $\psi_v 1$ 分别为弹道倾角和弹道偏角指令对应空间指向与准弹体系的夹角, $\theta 2$ 、 $\psi_v 2$ 分别为弹道倾角和弹道偏角对应空间指向与准弹体系的夹角, δ_θ 为准弹体系俯仰通道弹道倾角控制舵偏角指令, $\delta_{\psi v}$ 为准弹体系偏航通道弹道偏角控制舵偏角指令;

准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令分别为:

$$\delta_z^\wedge = \delta_{z_{zn}} + \delta_{z_{zw}} + \delta_\theta$$

$$\delta_y^\wedge = \delta_{y_{zn}} + \delta_{y_{zw}} + \delta_{\psi v};$$

其中, δ_z^\wedge 为准弹体系俯仰通道舵偏角指令, δ_y^\wedge 为准弹体系偏航通道舵偏角指令;

步骤6:弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令;

将准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令转为弹体系舵偏角指令:

$$\delta_y = \delta_y^\wedge \times \cos(\gamma) + \delta_z^\wedge \times \sin(\gamma)$$

$$\delta_z = -\delta_y^\wedge \times \sin(\gamma) + \delta_z^\wedge \times \cos(\gamma);$$

其中, δ_z 为弹体系俯仰通道舵偏角指令, δ_y 为弹体系偏航通道舵偏角指令;

步骤7:弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令分配为单片舵偏角指令;

将三个通道舵偏角指令转为4片舵的舵偏角指令:

$$\delta_1 = \delta_z + \delta_y + \delta_x$$

$$\delta_2 = -\delta_z + \delta_y + \delta_x$$

$$\delta_3 = -\delta_z - \delta_y + \delta_x;$$

$$\delta_4 = \delta_z - \delta_y + \delta_x$$

其中, δ_1 、 δ_2 、 δ_3 、 δ_4 分别为4片舵的第1、2、3、4号舵翼对应舵偏角指令。

2. 根据权利要求1所述的一种弱资源情况下的转弯控制策略设计方法,其特征在于,所述N=12秒。

一种弱资源情况下的转弯控制策略设计方法

技术领域

[0001] 本发明属于制导技术领域,具体涉及一种弱资源情况下的转弯控制策略设计方法。

背景技术

[0002] 垂直发射导弹在发射初始段速度较慢、动压较小、舵效较低,难以同时满足抗扰、滚转角控制和弹道转弯的控制需求。为了降低发射初始段由于舵资源紧俏等弱资源情况所导致的程序角跟踪误差较大甚至弹体发散的风险,需要在抗扰动、滚转角控制、弹道转弯三者之间做出适当取舍,更合理地利用舵资源,以保证导弹在发射初始段的飞行质量。

发明内容

[0003] 为了克服现有技术的不足,本发明提供了一种弱资源情况下的转弯控制策略设计方法,依次计算滚转通道舵偏角指令、弹体实时弹道倾角和弹道偏角、发射系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量、准弹体系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量、准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令、弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令,最终将弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令分配为单片舵偏角指令。本发明有效降低了发射初始段由于舵效低而长时间满舵所导致的程序角跟踪误差较大甚至弹体发散的风险。

[0004] 本发明解决其技术问题所采用的技术方案如下:

[0005] 步骤1:计算滚转通道舵偏角指令:

$$\delta_{x_zn} = K_{wx} \times w_x$$

[0006]
$$\delta_{x_zn+PI} = K_{wx} \times w_x + K_{Px}(\gamma^* - \gamma) + K_{Ix} \int_{12} \gamma^* - \gamma dt;$$

[0007] 如果飞行时间小于等于N:

[0008]
$$\delta_x = \delta_{x_zn};$$

[0009] 如果飞行时间大于N:

[0010]
$$\delta_x = \delta_{x_zn+PI};$$

[0011] 其中, K_{wx} 、 K_{Px} 、 K_{Ix} 均为滚转通道控制增益, w_x 为惯导测量的弹体滚转角速度, γ^* 为滚转角指令, γ 为惯导测量的弹体滚转角, δ_{x_zn} 为滚转通道阻尼舵偏角指令, δ_{x_zn+PI} 为滚转通道阻尼+PI控制舵偏角指令, δ_x 为滚转通道舵偏角指令;

[0012] 步骤2:计算弹体实时弹道倾角和弹道偏角;

[0013] 弹道倾角:

[0014]
$$\theta = \arctan 2(v_y, v_x);$$

[0015] 弹道偏角:

$$[0016] \quad \psi_v = -\arcsin\left(\frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}}\right);$$

[0017] 其中, v_x 、 v_y 、 v_z 分别为惯导测量的导弹发射系速度在X、Y、Z轴的分量, θ 为弹道倾角, ψ_v 为弹道偏角;

[0018] 步骤3:计算发射系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量;

[0019] 发射系速度方向单位向量:

$$[0020] \quad \begin{bmatrix} \mu_{vfx} \\ \mu_{vfy} \\ \mu_{v fz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \times \cos(\psi_v) \\ \sin(\theta) \times \cos(\psi_v) \\ -\sin(\psi_v) \end{bmatrix};$$

[0021] 发射系速度方向指令单位向量:

$$[0022] \quad \begin{bmatrix} \mu_{vcfx}^* \\ \mu_{vcfy}^* \\ \mu_{vc fz}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta^*) \times \cos(\psi_v^*) \\ \sin(\theta^*) \times \cos(\psi_v^*) \\ -\sin(\psi_v^*) \end{bmatrix};$$

[0023] 其中, θ^* 为装定的弹道倾角指令, ψ_v^* 为装定的弹道偏角指令, μ_{vfx} 、 μ_{vfy} 、 $\mu_{v fz}$ 分别为速度方向单位向量在发射系X、Y、Z轴的分量, μ_{vcfx}^* 、 μ_{vcfy}^* 、 $\mu_{vc fz}^*$ 分别为速度方向指令单位向量在发射系X、Y、Z轴的分量;

[0024] 步骤4:计算准弹体系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量;

[0025] 准弹体系速度方向单位向量:

$$[0026] \quad \begin{bmatrix} \mu_{vbx} \\ \mu_{vby} \\ \mu_{v bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \vartheta \cos \psi & -\sin \psi \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ \cos \vartheta \sin \psi & \sin \vartheta \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_{vfx} \\ \mu_{vfy} \\ \mu_{v fz} \end{bmatrix};$$

[0027] 准弹体系速度方向指令单位向量:

$$[0028] \quad \begin{bmatrix} \mu_{vc bx}^* \\ \mu_{vc by}^* \\ \mu_{vc bz}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \vartheta \cos \psi & -\sin \psi \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ \cos \vartheta \sin \psi & \sin \vartheta \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_{vcfx}^* \\ \mu_{vcfy}^* \\ \mu_{vc fz}^* \end{bmatrix};$$

[0029] 其中, ϑ 为惯导测量的弹体发射系俯仰角, ψ 为惯导测量的发射系偏航角,

$[\mu_{vbx} \quad \mu_{vby} \quad \mu_{v bz}]$ 分别为速度方向单位向量在准弹体系X、Y、Z轴的分量,

$[\mu_{vc bx}^* \quad \mu_{vc by}^* \quad \mu_{vc bz}^*]$ 分别为速度方向指令单位向量在准弹体系X、Y、Z轴的分量;

[0030] 步骤5:计算准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令;

[0031] 将俯仰和偏航角速度转为准弹体系角速度:

$$[0032] \quad \begin{aligned} w_{yz} &= w_y \times \cos \gamma - w_z \times \sin \gamma \\ w_{zz} &= w_y \times \sin \gamma + w_z \times \cos \gamma; \end{aligned}$$

[0033] 其中, w_y 、 w_z 分别为惯导测量的弹体偏航和俯仰角速度, γ 为惯导测量的弹体滚转角, w_{yz} 为准弹体偏航角速度, w_{zz} 为准弹体俯仰角速度;

[0034] 准弹体系俯仰和偏航通道阻尼舵偏角指令分别为:

$$[0035] \quad \begin{aligned} \delta_{z_zn} &= K_{zn} \times w_{zz} \\ \delta_{y_zn} &= K_{zn} \times w_{yz}; \end{aligned}$$

[0036] 其中, K_{zn} 为俯仰偏航通道阻尼控制增益, δ_{z_zn} 为准弹体系俯仰通道阻尼舵偏角指令, δ_{y_zn} 为准弹体系偏航通道阻尼舵偏角指令;

[0037] 准弹体系俯仰和偏航通道增稳舵偏角指令分别为:

$$[0038] \quad \begin{aligned} \delta_{z_zw} &= \int_0 K_{zw} \times w_{zz} \\ \delta_{y_zw} &= \int_0 K_{zw} \times w_{yz}; \end{aligned}$$

[0039] 其中, K_{zw} 为俯仰偏航通道增稳控制增益, δ_{z_zw} 为准弹体系俯仰通道增稳舵偏角指令, δ_{y_zw} 为准弹体系偏航通道增稳舵偏角指令;

[0040] 准弹体系俯仰通道弹道倾角控制舵偏角指令和偏航通道弹道偏角舵偏角指令分别为:

$$[0041] \quad \begin{aligned} \theta 1 &= (\arccos(\mu_{vbx}^*)) \times \mu_{vby}^* / \sqrt{(\mu_{vby}^*)^2 + (\mu_{vbx}^*)^2} \\ \theta 2 &= (\arccos(\mu_{vbx})) \times \mu_{vby} / \sqrt{(\mu_{vby})^2 + (\mu_{vbx})^2} \\ \psi_v 1 &= -(\arccos(\mu_{vbx}^*)) \times \mu_{vbx}^* / \sqrt{(\mu_{vby}^*)^2 + (\mu_{vbx}^*)^2}; \\ \psi_v 2 &= -(\arccos(\mu_{vbx})) \times \mu_{vbx} / \sqrt{(\mu_{vby})^2 + (\mu_{vbx})^2} \\ \delta_\theta &= (\theta 1 - \theta 2) \times K_{\theta\psi v} \\ \delta_{\psi v} &= (\psi_v 1 - \psi_v 2) \times K_{\theta\psi v} \end{aligned}$$

[0042] 其中, $\theta 1$ 、 $\psi_v 1$ 分别为弹道倾角和弹道偏角指令对应空间指向与准弹体系的夹角, $\theta 2$ 、 $\psi_v 2$ 分别为弹道倾角和弹道偏角对应空间指向与准弹体系的夹角, δ_θ 为准弹体系俯仰通道弹道倾角控制舵偏角指令, $\delta_{\psi v}$ 为准弹体系偏航通道弹道偏角控制舵偏角指令;

[0043] 准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令分别为:

$$[0044] \quad \begin{aligned} \delta_z^\wedge &= \delta_{z_zn} + \delta_{z_zw} + \delta_\theta \\ \delta_y^\wedge &= \delta_{y_zn} + \delta_{y_zw} + \delta_{\psi v}; \end{aligned}$$

[0045] 其中, δ_z^\wedge 为准弹体系俯仰通道舵偏角指令, δ_y^\wedge 为准弹体系偏航通道舵偏角指令;

[0046] 步骤6: 弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令;

[0047] 将准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令转为弹体系舵偏角指令:

$$[0048] \quad \begin{aligned} \delta_y &= \delta_y^\wedge \times \cos(\gamma) + \delta_z^\wedge \times \sin(\gamma) \\ \delta_z &= -\delta_y^\wedge \times \sin(\gamma) + \delta_z^\wedge \times \cos(\gamma); \end{aligned}$$

[0049] 其中, δ_z 为弹体系俯仰通道舵偏角指令, δ_y 为弹体系偏航通道舵偏角指令;

[0050] 步骤7: 弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令分配为单片舵偏角指令;

[0051] 将三个通道舵偏角指令转为4片舵的舵偏角指令:

$$\begin{aligned}
 \delta_1 &= \delta_z + \delta_y + \delta_x \\
 \delta_2 &= -\delta_z + \delta_y + \delta_x \\
 \delta_3 &= -\delta_z - \delta_y + \delta_x; \\
 \delta_4 &= \delta_z - \delta_y + \delta_x
 \end{aligned}$$

[0053] 其中, δ_1 、 δ_2 、 δ_3 、 δ_4 分别为4片舵的第1、2、3、4号舵翼对应舵偏角指令。

[0054] 优选地, 所述N=12秒。

[0055] 本发明的有益效果如下:

[0056] 本发明有效降低了发射初始段由于舵效低而长时间满舵所导致的程序角跟踪误差较大甚至弹体发散的风险。

附图说明

[0057] 图1是本发明方法流程图。

[0058] 图2是舵翼安装位置及偏转极性定义示意图。

具体实施方式

[0059] 下面结合附图和实施例对本发明进一步说明。

[0060] 垂直发射导弹在初始段一般要同时面临抗扰、滚转角控制和弹道转弯等问题, 转弯段由于动压较小造成控制效率低, 在舵资源紧俏而较长时间满舵时, 易导致程序角跟踪误差较大甚至面临弹体发散的风险。

[0061] 本发明提出一种弱资源情况下的转弯控制策略设计方法, 在垂直发射导弹初始滚转角为任意值的情况下, 为了更有效地利用紧俏的舵资源, 前12s滚转通道仅进行阻尼控制, 节省舵资源用于抗初始扰动和控制导弹速度转向目标, 有效降低了由于初始段舵效低而长时间满舵所导致的程序角跟踪误差较大甚至弹体发散的风险。

[0062] 本发明流程图如图1所示, 具体步骤如下:

[0063] 步骤1: 计算滚转通道舵偏角指令:

$$\delta_{x_zn} = K_{wx} \times w_x$$

$$[0064] \quad \delta_{x_zn+PI} = K_{wx} \times w_x + K_{Px}(\gamma^* - \gamma) + K_{Ix} \int_{12} \gamma^* - \gamma dt$$

[0065] 如果飞行时间小于等于12s:

$$[0066] \quad \delta_x = \delta_{x_zn}$$

[0067] 如果飞行时间大于12s:

$$[0068] \quad \delta_x = \delta_{x_zn+PI}$$

[0069] 步骤2: 计算弹体实时弹道倾角和弹道偏角;

[0070] 弹道倾角:

$$[0071] \quad \theta = \arctan 2(v_y, v_x)$$

[0072] 弹道偏角:

$$[0073] \quad \psi_v = -\arcsin\left(\frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}}\right)$$

[0074] 步骤3:计算发射系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量;

[0075] 发射系速度方向单位向量:

$$[0076] \quad \begin{bmatrix} \mu_{vfx} \\ \mu_{vfy} \\ \mu_{v fz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \times \cos(\psi_v) \\ \sin(\theta) \times \cos(\psi_v) \\ -\sin(\psi_v) \end{bmatrix}$$

[0077] 发射系速度方向指令单位向量:

$$[0078] \quad \begin{bmatrix} \mu_{vcfx}^* \\ \mu_{vcfy}^* \\ \mu_{vc fz}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta^*) \times \cos(\psi_v^*) \\ \sin(\theta^*) \times \cos(\psi_v^*) \\ -\sin(\psi_v^*) \end{bmatrix}$$

[0079] 步骤4:计算准弹体系速度方向单位向量及速度方向指令单位向量;

[0080] 准弹体系速度方向单位向量:

$$[0081] \quad \begin{bmatrix} \mu_{vbx} \\ \mu_{vby} \\ \mu_{vbz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \vartheta \cos \psi & -\sin \psi \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ \cos \vartheta \sin \psi & \sin \vartheta \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_{vfx} \\ \mu_{vfy} \\ \mu_{v fz} \end{bmatrix}$$

[0082] 准弹体系速度方向指令单位向量:

$$[0083] \quad \begin{bmatrix} \mu_{vcbx}^* \\ \mu_{vcby}^* \\ \mu_{vc bz}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \vartheta \cos \psi & -\sin \psi \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ \cos \vartheta \sin \psi & \sin \vartheta \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_{vcfx}^* \\ \mu_{vcfy}^* \\ \mu_{vc fz}^* \end{bmatrix}$$

[0084] 步骤5:计算准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令;

[0085] 将俯仰和偏航角速度转为准弹体系角速度:

$$w_{yz} = w_y \times \cos \gamma - w_z \times \sin \gamma$$

[0086]

$$w_{zz} = w_y \times \sin \gamma + w_z \times \cos \gamma$$

[0087] 准弹体系俯仰和偏航通道阻尼舵偏角指令分别为:

$$\delta_{z_zn} = K_{zn} \times w_{zz}$$

[0088]

$$\delta_{y_zn} = K_{zn} \times w_{yz}$$

[0089] 准弹体系俯仰和偏航通道增稳舵偏角指令分别为:

$$\delta_{z_zw} = \int_0 K_{zw} \times w_{zz}$$

[0090]

$$\delta_{y_zw} = \int_0 K_{zw} \times w_{yz}$$

[0091] 准弹体系俯仰通道弹道倾角控制舵偏角指令和偏航通道弹道偏角舵偏角指令分别为:

$$\theta 1 = (\arccos(\mu_{vcbx}^*)) \times \mu_{vcbx}^* / \sqrt{(\mu_{vcbx}^*)^2 + (\mu_{vcbz}^*)^2}$$

$$\theta 2 = (\arccos(\mu_{vbx})) \times \mu_{vbx} / \sqrt{(\mu_{vbx})^2 + (\mu_{vzb})^2}$$

[0092] $\psi_v 1 = -(\arccos(\mu_{vcbx}^*)) \times \mu_{vcbz}^* / \sqrt{(\mu_{vcbx}^*)^2 + (\mu_{vcbz}^*)^2}$

$$\psi_v 2 = -(\arccos(\mu_{vbx})) \times \mu_{vzb} / \sqrt{(\mu_{vbx})^2 + (\mu_{vzb})^2}$$

$$\delta_\theta = (\theta 1 - \theta 2) \times K_{\theta\psi v}$$

$$\delta_{\psi v} = (\psi_v 1 - \psi_v 2) \times K_{\theta\psi v}$$

[0093] 准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令分别为：

$$\delta_z^\wedge = \delta_{z_{zn}} + \delta_{z_{zw}} + \delta_\theta$$

[0094]

$$\delta_y^\wedge = \delta_{y_{zn}} + \delta_{y_{zw}} + \delta_{\psi v}$$

[0095] 步骤6：弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令；

[0096] 将准弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令转为弹体系舵偏角指令：

$$\delta_y = \delta_y^\wedge \times \cos(\gamma) + \delta_z^\wedge \times \sin(\gamma)$$

[0097]

$$\delta_z = -\delta_y^\wedge \times \sin(\gamma) + \delta_z^\wedge \times \cos(\gamma)$$

[0098] 步骤7：弹体系俯仰和偏航通道舵偏角指令分配为单片舵偏角指令；

[0099] 将三个通道舵偏角指令转为4片舵的舵偏角指令：

$$\delta_1 = \delta_z + \delta_y + \delta_x$$

$$\delta_2 = -\delta_z + \delta_y + \delta_x$$

[0100]

$$\delta_3 = -\delta_z - \delta_y + \delta_x$$

$$\delta_4 = \delta_z - \delta_y + \delta_x$$

[0101] 其中， δ_1 、 δ_2 、 δ_3 、 δ_4 分别为4片舵的第1、2、3、4号舵翼所对应的舵偏角指令。由弹尾向弹头方向看，舵翼安装位置及偏转极性定义见图2，舵翼的后沿偏转为正舵偏角。

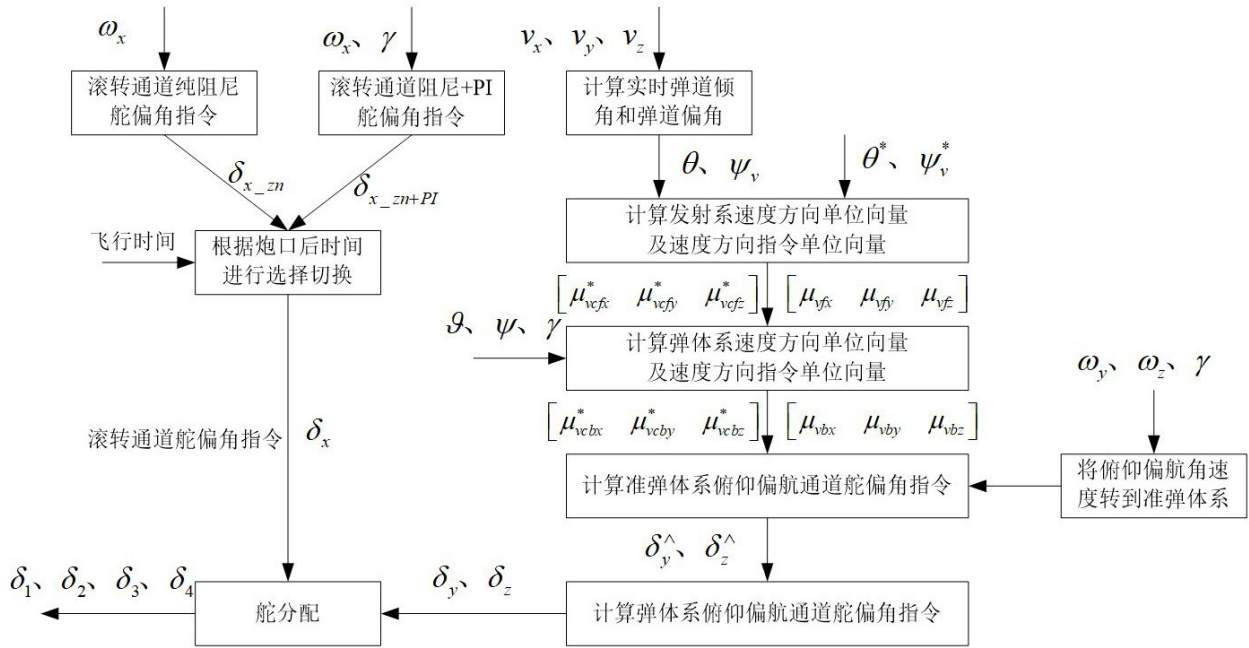


图 1

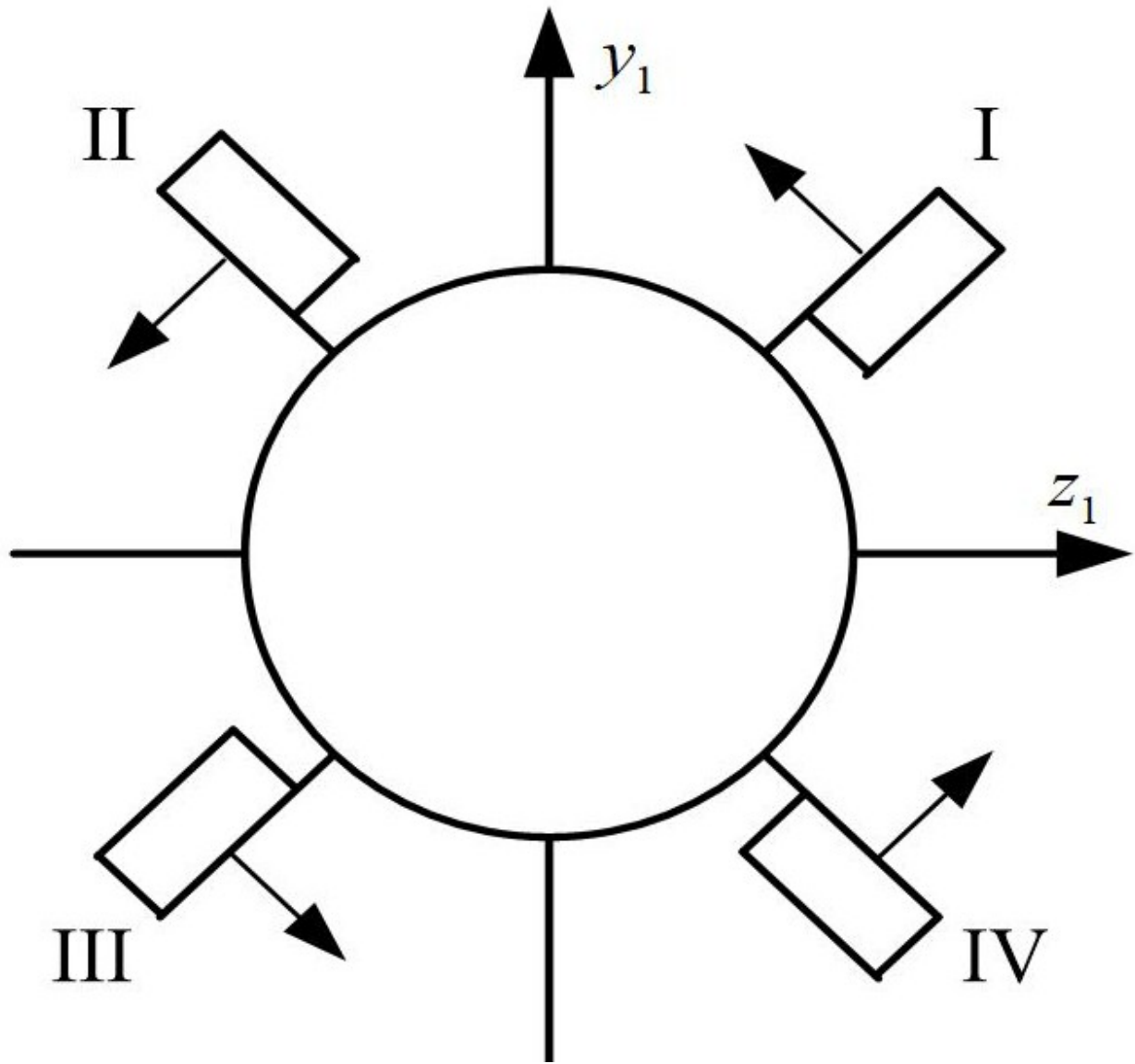


图 2