



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105159308 A

(43) 申请公布日 2015. 12. 16

(21) 申请号 201510544100. 5

(22) 申请日 2015. 08. 28

(71) 申请人 北京控制工程研究所

地址 100080 北京市海淀区北京 2729 信箱

(72) 发明人 严晗 何英姿

(74) 专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 安丽

(51) Int. Cl.

G05D 1/08(2006. 01)

G05D 1/10(2006. 01)

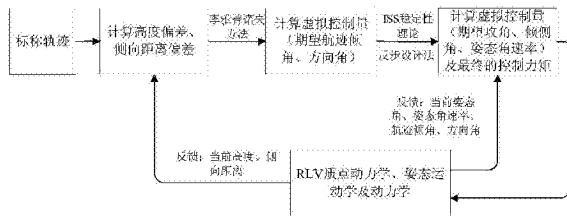
权利要求书3页 说明书13页 附图12页

(54) 发明名称

一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律
一体化耦合设计方法

(57) 摘要

一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律
一体化耦合设计方法，首先根据 RLV 着陆段标称
轨迹计算高度偏差及侧向距离偏差。然后，根据标
称轨迹的跟踪偏差，利用李雅普诺夫定理得到期
望的航迹倾角和方向角；最后，采用反步设计法
提出了可保证制导和控制回路整体上具有稳定性
的制导与控制律一体化设计方法，并与输入 - 状态
稳定性 (ISS) 理论相结合，使标称轨迹的跟踪
误差对扰动等不确定性具有 ISS 稳定性，从而可
通过调节控制增益抑制不确定性的影响。本发明
方法能够有效的克服 RLV 制导系统所受不确定
性及通道间的耦合作用，从而提高制导、控制系统的
性能，并在整体上保证制导和控制回路的稳定性。



1. 一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律一体化耦合设计方法, 其特征在于包括如下步骤 :

第一步, 根据可重复使用飞行器 (RLV) 着陆段标称轨迹及 GNSS、高度表所反馈的 RLV 当前高度和 RLV 相对机场中心线的侧向距离计算高度偏差及侧向距离偏差 ;

第二步, 根据第一步计算得到的高度偏差和侧向距离偏差, 利用李雅普诺夫定理得到虚拟控制律, 虚拟控制律即期望的航迹倾角和方向角 ;

第三步, 采集 RLV 的当前状态量, 当前状态量包括姿态角、姿态角速率、航迹倾角和方向角 ;

第四步, 根据第二步设计的虚拟控制律和第三步采集的 RLV 当前状态量, 采用反步设计法及输入 - 状态稳定性 (ISS) 理论计算虚拟控制律, 即期望的攻角、倾侧角、姿态角速率, 并依据该虚拟控制律计算最终的控制力矩 ;

第五步, 将计算得出的控制力矩输入给 RLV 运动学及动力学系统。

2. 根据权利要求 1 所述的一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律一体化耦合设计方法, 其特征在于 : 所述步骤一根据 RLV 着陆段标称轨迹计算高度偏差及侧向距离偏差的过程如下 :

获取 RLV 当前的高度 h 和距降落跑道的侧向距离 s , 根据预先确定的 RLV 标称轨迹 h_c , 计算得到 RLV 的高度偏差 $\tilde{h} = h - h_c$ 和侧向偏差 $\tilde{s} = s$ 。

3. 根据权利要求 1 所述的一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律一体化耦合设计方法, 其特征在于 : 所述步骤二根据标称轨迹的跟踪偏差, 利用李雅普诺夫定理得到虚拟控制律, 即期望的航迹倾角和方向角的过程为 :

设计虚拟控制律 1 为

$$\begin{cases} \gamma^* = \arcsin\left(\frac{\dot{h}_c - c_1 \tilde{h}}{v}\right) \\ \chi^* = \arcsin\left(-\frac{c_2}{v} \tilde{s}\right) \end{cases}$$

以李雅普诺夫函数 $V_1 = \frac{1}{2} \tilde{h}^2 + \frac{1}{2} \tilde{s}^2$ 所需求的收敛速度和最终的收敛范围, 确定虚拟控制律参数 c_1, c_2, c_1, c_2 均大于零 ; 其中 γ^* , χ^* 分别为期望的 RLV 航迹倾角及方向角, v 为 RLV 的速度, h 为 RLV 的当前高度, s 为距降落跑道的侧向距离, \dot{h}_c 为预先确定的 RLV 标称轨迹 h_c 的导数, $\tilde{h} = h - h_c$ 。

4. 根据权利要求 1 所述的一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律一体化耦合设计方法, 其特征在于 : 所述步骤四根据第二步设计的虚拟控制律和第三步采集的 RLV 当前状态量, 采用反步设计法并结合输入 - 状态稳定性 (ISS) 理论计算虚拟控制量, 即期望攻角、倾侧角、姿态角速率及最终的控制力矩具体实现过程如下 :

(1) 利用反步设计法, 根据虚拟控制律, 设计虚拟控制律 2 为

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha^* = \frac{mv}{l_a} \left(-v^2 l_1^2 \tilde{\gamma} + \frac{g \cos \gamma}{v} - \frac{l_0}{mv} + \dot{\gamma}^* - c_3 \tilde{\gamma} - \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} \right) \\ \sigma^* = mv \cos \gamma c_4 \tilde{\chi} \\ \beta^* = 0 \end{array} \right.$$

并依据 ISS 稳定性理论, 以李雅普诺夫函数 $V_2 = V_1 + \frac{1}{2} \tilde{\gamma}^2 + \frac{1}{2} \tilde{\chi}^2$ 所需求的收敛速度和最终的收敛范围, 确定实际控制律中的设计参数 c_3, c_4 和 δ_1 , c_3, c_4 和 δ_1 均大于零; 其中 $V_1 = \frac{1}{2} \tilde{h}^2 + \frac{1}{2} s^2$, h 为 RLV 的当前高度, s 为距降落跑道的侧向距离, $\tilde{h} = h - h_c$, h_c 为 RLV 的标称轨迹, $\alpha^*, \sigma^*, \beta^*$ 为期望的攻角、倾侧角及侧滑角, m 为 RLV 的质量, v 为 RLV 的速度, γ 为 RLV 的实际航迹倾角, $\tilde{\gamma}$ 为 RLV 实际航迹倾角与虚拟控制律中的期望航迹倾角 γ^* 之间的误差, $\tilde{\chi}$ 为 RLV 实际方向角与虚拟控制律中的期望方向角 χ^* 之间的误差, g 为重力加速度, l_1 为正常数, 且满足关系式

$$\tilde{h}v(\sin \gamma - \sin \gamma^*) \leq \tilde{h}^2 + l_1 v^2 (\sin \gamma - \sin \gamma^*)^2 \approx \tilde{h}^2 + l_1 v^2 \tilde{\gamma}^2,$$

l_0, l_a 均为关于动压 Q 的函数, 根据飞行器的气动特性拟合升力系数 C_L 和攻角 α 的线性关系, 升力系数 C_L 关于攻角 α 线性化函数的斜率为 k_α 、截距为 k_0 , 且满足关系式

$$L = QSC_L \approx QS(k_\alpha \alpha + k_0) = QSk_\alpha \alpha + QSk_0,$$

S 为 RLV 的参考面积, $l_0 = QSk_0$, $l_a = QSk_\alpha$;

(2) 利用反步设计法, 根据步骤 (1) 的虚拟控制律 2, 设计虚拟控制律 3 为

$$\omega^* = g^{-1}(\Theta) \left(-c_s \tilde{\Theta} - \Theta^\# + \dot{\Theta}^* - \frac{1}{2\delta_3} \tilde{\Theta} \right)$$

并依据 ISS 稳定性理论, 以李雅普诺夫函数 $V_3 = V_2 + \frac{1}{2} \tilde{\Theta}^T \tilde{\Theta}$ 所需求的收敛速度和最终的收敛范围, 确定实际控制律中的设计参数 c_5 和 δ_3 , c_5 和 δ_3 均大于零; 其中

$$\Theta = [\alpha, \sigma, \beta]^T, \Theta^* = [\alpha^*, \sigma^*, \beta^*]^T, \tilde{\Theta} = \Theta - \Theta^*, \quad g(\Theta) = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ -\cos \alpha \cos \beta & -\sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \end{bmatrix},$$

$\Theta^\# = \left[\frac{l_a}{mv} \tilde{\gamma}, \frac{L}{mv \cos \gamma} \tilde{\chi}, 0 \right]^T$, $\omega^* = [\omega_x^*, \omega_y^*, \omega_z^*]$ 为 RLV 的三轴期望角速率, σ, β 为 RLV 的倾侧角和侧滑角;

(3) 利用反步设计法, 根据步骤 (2) 的虚拟控制律 3, 设计最终控制律为

$$M = I \left(-c_6 \tilde{\omega} - f(\omega) + \dot{\omega}^* - \frac{1}{2\delta_4} \tilde{\omega} - g^T(\Theta) \tilde{\Theta} \right)$$

并依据 ISS 稳定性理论, 以李雅普诺夫函数 $V_4 = V_3 + \frac{1}{2} \tilde{\omega}^T \tilde{\omega}$ 所需求的收敛速度和最终的收敛范围, 确定实际控制律中的设计参数 c_6 和 δ_4 , c_6 和 δ_4 均大于零; 其

$$\text{中 } \omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T, \tilde{\omega} = \omega - \omega^*, \quad f(\omega) = -I^{-1}\Omega I\omega, \quad \Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}, \quad \omega =$$

$[\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为 RLV 的三轴角速率, I 为 RLV 的转动惯量和惯性积矩阵, M 为 RLV 的三轴控制力矩。

5. 根据权利要求 1 所述的一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律一体化耦合设计方法, 其特征在于: 所述 l_1 为正常数, 取为 0.25。

一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律一体化耦合设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种可重复使用飞行器 (RLV) 的着陆制导、控制方法, 可用于 RLV 进场着陆段的制导及控制律的设计。

背景技术

[0002] 可重复使用飞行器 (RLV) 进场着陆段对制导精度的要求较高, 而无动力滑翔的飞行方式又使其不具备复飞能力, 并且风等外来扰动也将对 RLV 的飞行造成影响。若制导控制方法出现失稳现象或不能满足精度要求, 可能会造成 RLV 无法安全着陆。

[0003] 目前 RLV 制导及控制系统的设计方法是先将制导回路和控制回路独立进行设计, 然后对它们进行综合, 如果系统的整体性能无法达到要求, 则需重新设计各个子系统, 以改善整体性能, 直到满意为止。这种设计思路虽然已被广泛使用, 但它并不能在理论上确保制导及控制回路组成的综合系统整体上具有稳定性, 也不能协调好各子系统之间的关系, 从而给 RLV 的安全着陆带来隐患, 另外反复的过量设计也可能增加设计成本。因此综合考虑制导及控制回路的耦合影响, 将制导回路和控制回路视为统一的整体, 提出具有强鲁棒性的着陆段一体化制导控制律, 从而克服扰动使得 RLV 能够安全地实现成功着陆是亟需解决的问题。

发明内容

[0004] 本发明解决的技术问题是: 克服现有技术的不足, 提供一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律一体化耦合设计方法, 充分考虑了制导及控制回路耦合作用的影响, 并结合反步设计法和输入 - 状态稳定性 (ISS) 理论, 通过调节制导、控制系数实现对扰动的抑制, 从而使得 RLV 对称称轨迹的跟踪误差对风等外来扰动具有 ISS 稳定性。

[0005] 本发明的技术解决方案是: 一种可重复使用飞行器着陆段制导与控制律一体化耦合设计方法, 第一步, 根据 RLV 着陆段标称轨迹及 GNSS、高度表所反馈的 RLV 当前高度和 RLV 距降落跑道的侧向距离计算高度偏差及侧向距离偏差; 第二步, 根据第一步计算得到的高度偏差和侧向距离偏差, 利用李雅普诺夫定理得到虚拟控制律, 虚拟控制律即期望的航迹倾角和方向角; 第三步, 采集 RLV 的当前状态量, 当前状态量包括姿态角、姿态角速率、航迹倾角和方向角; 第四步, 根据第二步设计的虚拟控制律和第三步采集的 RLV 当前状态量, 采用反步设计法并结合输入 - 状态稳定性 (ISS) 理论计算虚拟控制律, 即期望的攻角、倾侧角、姿态角速率, 并依据该虚拟控制律计算最终的控制力矩; 第五步, 将计算得出的控制力矩输入给 RLV 运动学及动力学系统。

[0006] 上述过程具体如下:

[0007] (1) 由 GNSS、高度表获取 RLV 当前的高度 h 和距降落跑道的侧向距离 s , 根据预先确定的 RLV 标称轨迹 h_c , 计算得到 RLV 的高度偏差 $\tilde{h} = h - h_c$ 和侧向偏差 $\tilde{s} = s$;

[0008] (2) 设计虚拟控制律 1 为

$$[0009] \quad \begin{cases} \gamma^* = \arcsin\left(\frac{\dot{h}_e - c_1 \tilde{h}}{v}\right) \\ \chi^* = \arcsin\left(-\frac{c_2}{v} s\right) \end{cases}$$

[0010] 以李雅普诺夫函数 $V_1 = \frac{1}{2}\tilde{h}^2 + \frac{1}{2}s^2$ 所需求的收敛速度和最终的收敛范围, 确定虚拟控制律参数 c_1, c_2 ; 其中 γ^*, χ^* 分别为期望的 RLV 航迹倾角及方向角, v 为 RLV 的速度, c_1, c_2 均大于零;

[0011] (3) 利用反步设计法, 根据步骤 (2) 的虚拟控制律, 设计虚拟控制律 2 为

$$[0012] \quad \begin{cases} \alpha^* = \frac{mv}{l_\alpha} \left(-v^2 l_1^2 \tilde{\gamma} + \frac{g \cos \gamma}{v} - \frac{l_0}{mv} + \tilde{\gamma}^* - c_3 \tilde{\gamma} - \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} \right) \\ \sigma^* = -mv \cos \gamma c_4 \tilde{\chi} \\ \beta^* = 0 \end{cases}$$

[0013] 并依据 ISS 稳定性理论, 以李雅普诺夫函数 $V_2 = V_1 + \frac{1}{2}\tilde{\gamma}^2 + \frac{1}{2}\tilde{\chi}^2$ 所需求的收敛速度

和最终的收敛范围, 确定实际控制律中的设计参数 c_3, c_4 和 δ_1 ; 其中 m 为 RLV 的质量, $\tilde{\gamma}$ 为 RLV 实际航迹倾角 γ 与虚拟控制律中的期望航迹倾角 γ^* 之间的误差, $\tilde{\chi}$ 为 RLV 实际方向角 x 与虚拟控制律中的期望方向角 x^* 之间的误差, g 为重力加速度, $\alpha^*, \sigma^*, \beta^*$ 为期望的攻角、倾侧角及侧滑角, l_0, l_α 均为关于动压 Q 的函数, 根据飞行器的气动特性拟合升力系数 C_L 和攻角 α 的线性关系, 升力系数 C_L 关于攻角 α 线性化函数的斜率为 k_α 、截距为 k_0 , l_1 为正常数, 可取为 0.25, $l_0, l_\alpha, l_1, k_\alpha, k_0$ 满足关系式

$$[0014] \quad \begin{cases} \tilde{h}v(\sin \gamma - \sin \gamma^*) \leq \tilde{h}^2 + \frac{1}{4}v^2(\sin \gamma - \sin \gamma^*)^2 \leq \tilde{h}^2 + v^2 l_1 \tilde{\gamma}^2, \\ L = QSC_L \approx QS(k_\alpha \alpha + k_0) = QS k_\alpha \alpha + QS k_0 \end{cases}$$

[0015] 其中 S 为 RLV 的参考面积, $l_0 = QS k_0$, $l_\alpha = QS k_\alpha$;

[0016] (4) 利用反步设计法, 根据步骤 (3) 的虚拟控制律 3, 设计虚拟控制律 3 为

$$[0017] \quad \omega^* = g^{-1}(\Theta) \left(-c_5 \tilde{\Theta} - \Theta^* + \dot{\Theta}^* - \frac{1}{2\delta_3} \tilde{\Theta} \right)$$

[0018] 并依据 ISS 稳定性理论, 以李雅普诺夫函数 $V_3 = V_2 + \frac{1}{2}\tilde{\Theta}^T \tilde{\Theta}$ 所需求的收敛速度和最终的收敛范围, 确定实际控制律中的设计参数 c_5 和 δ_3 ; 其中 $\Theta = [\alpha, \sigma, \beta]$

$$\Theta^T, \Theta^* = [\alpha^*, \sigma^*, \beta^*]^T, \tilde{\Theta} = \Theta - \Theta^*, \quad \Theta^* = \left[\frac{l_\alpha}{mv} \tilde{\gamma}, \frac{L}{mv \cos \gamma} \tilde{\chi}, 0 \right]^T,$$

$$g(\Theta) = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ -\cos \alpha \cos \beta & -\sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \end{bmatrix}, \omega^* = [\omega_x^*, \omega_y^*, \omega_z^*]^T \text{ 为 RLV 的三轴期望角速率;}$$

[0019] (5) 利用反步设计法,根据步骤(4)的虚拟控制律3,设计最终控制律为

$$[0020] M = I \left(-c_6 \tilde{\omega} - f(\omega) + \dot{\omega}^* - \frac{1}{2\delta_4} \tilde{\omega} - g^T(\Theta) \tilde{\Theta} \right)$$

[0021] 并依据 ISS 稳定性理论,以李雅普诺夫函数 $V_4 = V_3 + \frac{1}{2} \tilde{\omega}^T \tilde{\omega}$ 所需求的收敛速度

和最终的收敛范围,确定实际控制律中的设计参数 c_6 和 δ_4 ;其中 $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$

$$^T, \tilde{\omega} = \omega - \omega^*, f(\omega) = -I^{-1} \Omega I \omega, \Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}, \omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T \text{ 为 RLV 的}$$

三轴角速率, I 为 RLV 的转动惯量和惯性积矩阵, M 为 RLV 的三轴控制力矩, c_6 和 δ_4 均为正。

[0022] 本发明与现有技术相比的优点在于:

[0023] (1) 本发明在反步设计法的框架下设计制导律,从而在理论上确保了制导和控制系统整体上的稳定性;

[0024] (2) 本发明考虑到RLV着陆过程中的航迹倾角范围为(-90°, 0°)、及升力为正的特点,选取合适的控制增益,从而便于反步设计法的应用;

[0025] (3) 本发明在设计过程中结合了输入-状态稳定性(ISS)理论,使得控制系统状态对外来有界扰动具有ISS稳定性,获得具有扰动抑制性能的一体化制导-控制律;

[0026] (4) 通过本发明所得一体化制导-控制律可根据李雅普诺夫函数的收敛速度及其收敛范围调节制导、控制系数,以获得满意的制导、控制效果。

附图说明

[0027] 图1为本发明方法的流程框图;

[0028] 图2为本发明方法作用下RLV的高度曲线;

[0029] 图3为本发明方法作用下RLV的侧向偏差曲线;

[0030] 图4为本发明方法作用下RLV的速度曲线;

[0031] 图5为本发明方法作用下RLV的航迹倾角曲线;

[0032] 图6为本发明方法作用下RLV的方向角曲线;

[0033] 图7~图9为本发明方法作用下RLV的攻角、倾侧角、侧滑角曲线;

[0034] 图10~图12为本发明方法作用下RLV的三轴角速率曲线;

[0035] 图13~图15为本发明方法作用下RLV的三轴控制力矩曲线。

具体实施方式

[0036] 本发明基于跟踪标称轨迹的制导思想,利用反步设计法和ISS稳定性理论进行RLV进场着陆段的一体化制导-控制律设计。根据RLV进场着陆段制导与控制一体化非线

性模型,采用反步设计法提出可保证制导和控制回路整体上具有稳定性的制导与控制律一体化设计方法,并与 ISS 稳定性理论相结合,使标称轨迹的跟踪误差对扰动等不确定性具有 ISS 稳定性,从而可通过调节控制增益抑制不确定性的影响。

[0037] 如图 1 所示,为本发明方法的流程框图,主要步骤如下:

[0038] 步骤 1,建立进场着陆阶段坐标系:以进场着陆起点在地面的投影为原点,指向跑道方向为 x 轴,与 x 轴垂直、指向天为 y 轴, z 轴与 x、y 轴成右手系。假设 RLV 在该坐标系中的坐标为 (x, h, s) ;

[0039] 步骤 2,根据已设计好的 RLV 标称轨迹 $h_c = f(x)$,以及 GNSS、高度表所反馈的 RLV 的当前高度 h 及 RLV 距机场跑道的侧向距离 s ,分别计算得到 RLV 的高度偏差 $\tilde{h} = h - h_c$ 和侧向偏差 $\tilde{s} = s$;

[0040] 标称轨迹的具体设计方法可以参见文献 G. H. Barton and S. G. Tragesser, Autolanding trajectory design for the X-34, AIAA-99-4161, 1999。

[0041] 步骤 3,根据步骤 2 设计的标称轨迹,以及式(1)所示的 RLV 质点运动学方程

$$\begin{cases} \dot{h} = v \sin \gamma \\ \dot{s} = v \cos \gamma \sin \chi \end{cases} \quad (1)$$

[0043] 建立如式(2)所示的标称轨迹跟踪误差微分方程

$$\begin{cases} \dot{\tilde{h}} = v \sin \gamma - \dot{h}_c \\ \dot{\tilde{s}} = v \cos \gamma \sin \chi \end{cases} \quad (2)$$

[0045] 其中 v 为 RLV 的速度, γ 为 RLV 的航迹倾角, χ 为 RLV 的方向角;

[0046] 步骤 4,为设计虚拟控制律 γ^* , χ^* ,即期望的航迹倾角及方向角,使得 RLV 跟踪步骤 2 所设计的标称轨迹,选取李雅普诺夫函数

$$V_1 = \frac{1}{2} \tilde{h}^2 + \frac{1}{2} \tilde{s}^2 \quad (3)$$

[0048] V_1 代表标称轨迹跟踪误差,对 V_1 求导得

$$\dot{V}_1 = \tilde{h}(v \sin \gamma - \dot{h}_c) + \tilde{s}(v \cos \gamma \sin \chi) \quad (4)$$

[0050] 为使得 V_1 收敛,取虚拟控制律 1

$$\begin{cases} \gamma^* = \arcsin\left(\frac{\dot{h}_c - c_1 \tilde{h}}{v}\right) \\ \chi^* = \arcsin\left(-\frac{c_2 \tilde{s}}{v}\right) \end{cases} \quad (5)$$

[0052] 其中 c_1, c_2 为大于零的待确定设计参数,用来调节 V_1 的收敛速度及收敛范围,并将 $\gamma = \gamma^*$, $\chi = \chi^*$ 代入式(4)得

$$\dot{V}_1 = -c_1 \tilde{h}^2 - c_2 \cos \gamma \tilde{s}^2 \leq -c_1 \tilde{h}^2 - c_2 K_0 \tilde{s}^2 \leq -2K_1 V_1 \quad (6)$$

[0054] 其中 $K_0 > 0$ 为着陆过程中 $\cos \gamma$ 的最小值(可根据步骤 2 中的标称轨迹估算), $K_1 = \min\{c_1, c_2 K_0\}$, 需设计 $K_1 > 1$;根据式(6)可知,式(5)的虚拟控制律可使式(2)所代

表的系统具有渐近稳定性（具体概念可参见文献 Khalil, H. K., Nonlinear Systems, 3rd ed., Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 2002, 第四章），即 \tilde{h}, \tilde{s} 可渐近收敛到零点。

[0055] 由式 (6) 可知，增大设计参数 c_1, c_2 可增快系统的收敛速度，从而使对称轨迹的跟踪误差快速收敛到零点。因此，通过调节设计参数 c_1, c_2 获得满意的收敛速度和控制精度后，可进入下一设计步骤。

[0056] 步骤 5，利用反步设计法设计虚拟控制律 2。

[0057] 为使得 γ, x 跟踪步骤 4 设计的虚拟控制律，根据式 (7) 所示的 RLV 质点动力学方程

$$[0058] \begin{cases} \dot{\gamma} = \frac{L \cos \sigma}{mv} - \frac{g \cos \gamma}{v} + \Delta_\gamma \\ \dot{\chi} = \frac{L \sin \sigma}{mv \cos \gamma} + \Delta_\chi \end{cases} \quad (7)$$

[0059] 及步骤 4 中设计的虚拟控制律 (5) 得

$$[0060] \begin{cases} \dot{\tilde{\gamma}} = -\frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{L \cos \sigma}{mv} + \Delta_\gamma \\ \dot{\tilde{\chi}} = -\dot{\chi}^* + \frac{L \sin \sigma}{mv \cos \gamma} + \Delta_\chi \end{cases} \quad (8)$$

[0061] 其中 g 为重力加速度， L 为 RLV 的升力， σ 为 RLV 的倾侧角， $\Delta_\gamma, \Delta_\chi$ 风产生的干扰力（不确定性）， m 为 RLV 的质量， $\tilde{\gamma} = \gamma - \gamma^*, \tilde{\chi} = \chi - \chi^*$ 。

[0062] 考虑到在 RLV 的着陆过程中 σ 是一个相对较小的量，并且影响升力 L 的自变量主要为攻角 α ，将式 (9)

$$[0063] \begin{cases} L \cos \sigma \approx l_a \alpha + l_0 \\ L \sin \sigma \approx L \sigma \end{cases} \quad (9)$$

[0064] 代入式 (8) 得

$$[0065] \begin{cases} \dot{\tilde{\gamma}} = -\frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_a}{mv} \alpha + \Delta_\gamma \\ \dot{\tilde{\chi}} = -\dot{\chi}^* + \frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma + \Delta_\chi \end{cases} \quad (10)$$

[0066] l_0, l_a 均为关于动压 Q 的函数，根据飞行器的气动特性拟合升力系数 C_L 和攻角 α 的线性关系，升力系数 C_L 关于攻角 α 线性化函数的斜率为 k_a 、截距为 k_0 ，满足关系式

$$[0067] L = QSC_L \approx QS(k_a \alpha + k_0) = QSk_a \alpha + QSk_0,$$

[0068] 其中 S 为 RLV 的参考面积， $l_0 = QSk_0, l_a = QSk_a$ 。

[0069] 步骤 6，为使得 γ, x 跟踪步骤 4 设计的虚拟控制律，并保证 RLV 制导及控制系统整体上的稳定性，选取李雅普诺夫函数

$$[0070] V_2 = V_1 + \frac{1}{2} \tilde{\gamma}^2 + \frac{1}{2} \tilde{\chi}^2 \quad (11)$$

[0071] V_2 在 V_1 的基础上增加了 γ, x 对虚拟控制跟踪误差的平方和，对 V_2 求导得

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + \tilde{\gamma} \left(-\frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_a}{mv} \alpha + \Delta_\gamma \right) + \tilde{\chi} \left(-\dot{\chi}^* + \frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma + \Delta_\chi \right) \\
 [0072] \quad &= \tilde{h}(v \sin \gamma - \dot{h}_c) + s(v \cos \gamma \sin \chi) \\
 &\quad + \tilde{\gamma} \left(-\frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_a}{mv} \alpha + \Delta_\gamma \right) + \tilde{\chi} \left(-\dot{\chi}^* + \frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma + \Delta_\chi \right)
 \end{aligned} \tag{12}$$

[0073] 考虑不等式

$$\begin{cases} \tilde{\gamma} \Delta_\gamma \leq \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma}^2 + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 \\ \tilde{\chi} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*) \leq \frac{1}{2\delta_2^2} \tilde{\chi}^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*)^2 \end{cases} \tag{13}$$

[0075] 其中 $\delta_1 > 0$, $\delta_2 > 0$ 为待设计的参数, 用来抑制不确定性, 有

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_2 &\leq \tilde{h}(v \sin \gamma - \dot{h}_c) + s(v \cos \gamma \sin \chi) \\
 &\quad + \tilde{\gamma} \left(-\frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_a}{mv} \alpha + \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} \right) \\
 &\quad + \tilde{\chi} \left(\frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma + \frac{1}{2\delta_2^2} \tilde{\chi} \right) + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*)^2 \\
 [0076] \quad &= \tilde{h}(v \sin \gamma^* - \dot{h}_c) + s(v \cos \gamma \sin \chi^*) \\
 &\quad + \tilde{h}v(\sin \gamma - \sin \gamma^*) + sv \cos \gamma (\sin \chi - \sin \chi^*) \\
 &\quad + \tilde{\gamma} \left(-\frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_a}{mv} \alpha + \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} \right) \\
 &\quad + \tilde{\chi} \left(\frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma + \frac{1}{2\delta_2^2} \tilde{\chi} \right) + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*)^2
 \end{aligned} \tag{14}$$

[0077] 在合理的飞行范围内, 选取正常数 l_1, l_2 使得不等式

$$\begin{cases} \tilde{h}v(\sin \gamma - \sin \gamma^*) \leq \tilde{h}^2 + v^2 l_1 (\sin \gamma - \sin \gamma^*)^2 \approx \tilde{h}^2 + v^2 l_1 \tilde{\gamma}^2 \\ sv \cos \gamma (\sin \chi - \sin \chi^*) \leq s^2 + v^2 \cos^2 \gamma l_2 (\sin \chi - \sin \chi^*)^2 \approx s^2 + v^2 \cos^2 \gamma l_2 \tilde{\chi}^2 \end{cases} \tag{15}$$

[0079] 成立, 其中 l_1, l_2 可取为 0.25, 则

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_2 &\leq \tilde{h}(v \sin \gamma^* - \dot{h}_c) + s(v \cos \gamma \sin \chi^*) + \tilde{h}^2 + s^2 \\
 &\quad + \tilde{\gamma} \left(v^2 l_1^2 \tilde{\gamma} - \frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_a}{mv} \alpha + \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} \right) \\
 [0080] \quad &\quad + \tilde{\chi} \left(v^2 \cos^2 \gamma l_2^2 \tilde{\chi} + \frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma + \frac{1}{2\delta_2^2} \tilde{\chi} \right) \\
 &\quad + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*)^2
 \end{aligned} \tag{16}$$

[0081] 步骤 7, 将虚拟控制律 (5) 代入, 并根据步骤 4 得

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_2 \leq & -c_1 \tilde{h}^2 - c_2 \kappa_0 s^2 + \tilde{\gamma}^2 + s^2 \\
 & + \tilde{\gamma} \left(v^2 l_1^2 \tilde{\gamma} - \frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_\alpha}{mv} \alpha + \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} \right) \\
 [0082] \quad & + \tilde{\chi} \left(v^2 \cos^2 \gamma l_2^2 \tilde{\chi} + \frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma + \frac{1}{2\delta_2^2} \tilde{\chi} \right) \\
 & + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2
 \end{aligned} \tag{17}$$

[0083] 步骤 8, 为使得 V_2 收敛, 根据步骤 7 设计虚拟控制律 2

$$\begin{cases} \alpha^* = \frac{mv}{l_\alpha} \left(-v^2 l_1^2 \tilde{\gamma} + \frac{g \cos \gamma}{v} + \dot{\gamma}^* - \frac{l_0}{mv} - \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} - c_3 \tilde{\gamma} \right) \\ \sigma^* = -mv \cos \gamma c_4 \tilde{\chi} \end{cases} \tag{18}$$

[0085] 其中 $c_3 > 0, c_4 > 0$ 为待设计的参数, 用来调节 V_2 的收敛速度及收敛范围, 将 $\alpha = \alpha^*, \sigma = \sigma^*$ 代入式 (17) 得

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_2 \leq & -(c_1 - 1) \tilde{h}^2 - (c_2 \kappa_0 - 1) s^2 - c_3 \tilde{\gamma}^2 - \left(c_4 L - v^2 \cos^2 \gamma l_2^2 - \frac{1}{2\delta_2^2} \right) \tilde{\chi}^2 \\
 & + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2 \\
 [0086] \quad & \leq -(c_1 - 1) \tilde{h}^2 - (c_2 \kappa_0 - 1) s^2 - c_3 \tilde{\gamma}^2 - \left(c_4 \kappa_1 - v^2 \cos^2 \gamma l_2^2 - \frac{1}{2\delta_2^2} \right) \tilde{\chi}^2 \\
 & + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2
 \end{aligned} \tag{19}$$

[0087] 其中 $\kappa_1 > 0$ 为着陆过程中升力 L 的最小值 (可根据步骤 2 中的标称轨迹和气动参数估算), 选取与步骤 4 同样的参数, 即 $K_1 = \min \{c_1, c_2 \kappa_0\} > 1$, 若可调节 c_4 使得 $c'_4 = \left(c_4 \kappa_1 - v^2 \cos^2 \gamma l_2^2 - \frac{1}{2\delta_2^2} \right) > 0$, 则有

$$\dot{V}_2 \leq -2K_2 V_2 + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2 \tag{20}$$

[0089] 其中 $K_2 = \min \{c_1 - 1, c_2 \kappa_0 - 1, c_3, c'_4\}$ 。

[0090] 根据式 (20) 可知, 所得式 (18) 所示控制律可使 RLV 运动学系统和动力学系统整体上具有输入 - 状态稳定性 (ISS) (具体概念可参见文献 Khalil, H. K., Nonlinear Systems, 3rd ed., Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 2002, 第四章), 即 $\tilde{h}, s, \tilde{\gamma}, \tilde{\chi}$ 可收敛到零点的临域内, 在步骤 4 所确定的 c_1, c_2 基础上, 增大设计参数 c_3, c_4 可增快系统的收敛速度, 而同时减小设计参数 δ_1 可抑制不确定性 Δ_γ, Δ_x , 从而使 $\tilde{h}, s, \tilde{\gamma}, \tilde{\chi}$ 快速收敛到零点的期望小临域内。

[0091] 通过调节设计参数 $c_1, c_2, c_3, c_4, \delta_1, l_1$ 获得满意的收敛速度和控制精度后, 可进入下一设计步骤。

[0092] 步骤 9, 利用反步设计法设计虚拟控制律 3。

[0093] 为使得攻角 α 和倾侧角 σ 跟踪步骤 8 设计的虚拟控制律, 并使得侧滑角 β 保持在零点附近, 根据式 (21) 所示的 RLV 姿态运动学方程

$$[0094] \dot{\Theta} = g(\Theta)\omega + \Delta_{\Theta} \quad (21)$$

[0095] 及步骤 8 中设计的虚拟控制律 (18) 得

$$[0096] \dot{\tilde{\Theta}} = g(\Theta)\omega - \dot{\Theta}^* + \Delta_{\Theta} \quad (22)$$

[0097] 其中 $\Theta = [\alpha, \sigma, \beta]^T$, $\omega = [p, q, r]^T$, β 为侧滑角, p, q, r 为滚转、俯仰、偏航角速率, $\Theta^* = [\alpha^*, \sigma^*, 0]^T$, $\Delta_{\Theta} = [0, \dot{\alpha} \sin \beta, 0]^T + d_{\Theta}$, d_{Θ} 为不确定性, 考虑到 $\dot{\alpha} \sin \beta$ 为小量, 因此设计过程中将 Δ_{Θ} 整体视为不确定性, $\tilde{\Theta} = \Theta - \Theta^*$, 并有

$$[0098] g(\Theta) = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ -\cos \alpha \cos \beta & -\sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \end{bmatrix}$$

[0099] 注意到 $\det(g(\Theta)) = -\frac{1}{\cos \beta}$, 由于 RLV 在飞行过程中将 β 保持在零点附近, 因此 $g(\Theta)$ 可逆, 这将在后续步骤中应用。

[0100] 步骤 10, 为使得攻角 α 和倾侧角 σ 跟踪步骤 8 设计的虚拟控制律, 并使得侧滑角 β 保持在零点附近, 并保证 RLV 制导及控制系统整体上的稳定性, 选取李雅普诺夫函数

$$[0101] V_3 = V_2 + \frac{1}{2} \tilde{\Theta}^T \tilde{\Theta} \quad (23)$$

[0102] V_3 在 V_2 的基础上增加了 Θ 对虚拟控制跟踪误差的平方和, 对 V_3 求导得

$$[0103] \dot{V}_3 = \dot{V}_2 + \tilde{\Theta}^T (g(\Theta)\omega - \dot{\Theta}^* + \Delta_{\Theta}) \quad (24)$$

[0104] 根据步骤 7 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 \leq & -c_1 \tilde{h}^2 - c_2 \kappa_0 s^2 + \tilde{h}^2 + s^2 \\ & + \tilde{\gamma} \left(v^2 l_1^2 \tilde{\gamma} - \frac{g \cos \gamma}{v} - \tilde{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_a}{mv} \alpha + \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} \right) \\ [0105] & + \tilde{\chi} \left(v^2 \cos^2 \gamma l_2^2 \tilde{\chi} + \frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma + \frac{1}{2\delta_2^2} \tilde{\chi} \right) \\ & + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_{\gamma}^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_{\chi} - \tilde{\chi}^*)^2 + \tilde{\Theta}^T (g(\Theta)\omega - \dot{\Theta}^* + \Delta_{\Theta}) \end{aligned} \quad (25)$$

[0106] 考虑不等式

$$[0107] \tilde{\Theta}^T \Delta_{\Theta} \leq \frac{1}{2\delta_3} \|\tilde{\Theta}\|^2 + \frac{\delta_3}{2} \|\Delta_{\Theta}\|^2 \quad (26)$$

[0108] 其中 $\delta_3 > 0$ 为待设计的参数, 用来抑制不确定性, 有

$$\begin{aligned}
[0109] \quad & \dot{V}_3 \leq -c_1 \tilde{h}^2 - c_2 \kappa_0 s^2 + \tilde{h}^2 + s^2 \\
& + \tilde{\gamma} \left(v^2 l_1^2 \tilde{\gamma} - \frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_\alpha}{mv} \alpha + \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} \right) \\
& + \tilde{\chi} \left(v^2 \cos^2 \gamma l_2^2 \tilde{\chi} + \frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma + \frac{1}{2\delta_2^2} \tilde{\chi} \right) \\
& + \tilde{\Theta}^T \left(g(\Theta) \omega - \dot{\Theta}^* + \frac{1}{2\delta_3} \tilde{\Theta} \right) + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*)^2 + \frac{\delta_3^2}{2} \| \Delta_\Theta \|^2 \\
= & -c_1 \tilde{h}^2 - c_2 \kappa_0 s^2 + \tilde{h}^2 + s^2 \\
& + \tilde{\gamma} \left(v^2 l_1^2 \tilde{\gamma} - \frac{g \cos \gamma}{v} - \dot{\gamma}^* + \frac{l_0}{mv} + \frac{l_\alpha}{mv} \alpha^* + \frac{1}{2\delta_1^2} \tilde{\gamma} \right) \\
& + \tilde{\chi} \left(v^2 \cos^2 \gamma l_2^2 \tilde{\chi} + \frac{L}{mv \cos \gamma} \sigma^* + \frac{1}{2\delta_2^2} \tilde{\chi} \right) \\
& + \tilde{\Theta}^T \left(\Theta^* + g(\Theta) \omega - \dot{\Theta}^* + \frac{1}{2\delta_3} \tilde{\Theta} \right) + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*)^2 + \frac{\delta_3^2}{2} \| \Delta_\Theta \|^2 \quad (27)
\end{aligned}$$

[0110] 其中 $\Theta^* = \left[\frac{l_\alpha}{mv} \tilde{\gamma}, \frac{L}{mv \cos \gamma} \tilde{\chi}, 0 \right]^T$ 。

[0111] 步骤 11, 将虚拟控制律 (18) 代入, 并根据步骤 8 得

$$\begin{aligned}
[0112] \quad & \dot{V}_3 \leq -(c_1 - 1) \tilde{h}^2 - (c_2 \kappa_0 - 1) s^2 - c_3 \tilde{\gamma}^2 - c_4' \tilde{\chi}^2 + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*)^2 \\
& + \tilde{\Theta}^T \left(\Theta^* + g(\Theta) \omega - \dot{\Theta}^* + \frac{1}{2\delta_3} \tilde{\Theta} \right) + \frac{\delta_3^2}{2} \| \Delta_\Theta \|^2 \quad (28)
\end{aligned}$$

[0113] 步骤 12, 考虑到步骤 9 所述 $g(\Theta)$ 可逆, 为使得 V_3 收敛, 根据步骤 11 设计虚拟控制律 3

$$[0114] \quad \omega^* = g^{-1}(\Theta) \left(-c_5 \tilde{\Theta} - \Theta^* + \dot{\Theta}^* - \frac{1}{2\delta_3} \tilde{\Theta} \right) \quad (29)$$

[0115] 其中 $c_5 > 0$ 为待设计的参数, 用来调节 V_3 的收敛速度及收敛范围, 将 $\omega = \omega^*$ 代入式 (28) 得

$$\begin{aligned}
[0116] \quad & V_3 \leq -(c_1 - 1) \tilde{h}^2 - (c_2 \kappa_0 - 1) s^2 - c_3 \tilde{\gamma}^2 - c_4' \tilde{\chi}^2 - c_5 \| \tilde{\Theta} \|^2 \\
& + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*)^2 + \frac{\delta_3^2}{2} \| \Delta_\Theta \|^2 \quad (30)
\end{aligned}$$

[0117] 选取与步骤 8 同样的参数, 则

$$[0118] \quad \dot{V}_3 \leq -2K_3 V_3 + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_\chi - \dot{\chi}^*)^2 + \frac{\delta_3^2}{2} \| \Delta_\Theta \|^2 \quad (31)$$

[0119] 其中 $K_3 = \min \{ c_1 - 1, c_2 \kappa_0 - 1, c_3, c_4', c_5 \}$ 。

[0120] 根据式 (31) 可知, 所得式 (29) 所示控制律可使 RLV 运动学系统、动力学系统和姿

态运动学系统整体上具有输入 - 状态稳定性 (ISS), 即 $\tilde{h}, s, \tilde{\gamma}, \tilde{\chi}, \tilde{\Theta}$ 可收敛到零点的临域内, 在步骤 8 所确定的 c_1, c_2, c_3, c_4 基础上, 增大设计参数 c_5 可增快系统的收敛速度, 而同时减小设计参数 δ_1, δ_3 可抑制不确定性 $\Delta_\gamma, \Delta_x, \Delta_\Theta$, 从而使 $\tilde{h}, s, \tilde{\gamma}, \tilde{\chi}, \tilde{\Theta}$ 快速收敛到零点的期望小临域内。

[0121] 通过调节设计参数 $c_1, c_2, c_3, c_4, c_5, \delta_1, \delta_3$ 获得满意的收敛速度和控制精度后, 可进入下一设计步骤。

[0122] 步骤 13, 利用反步设计法设计最终的一体化制导 - 控制律。

[0123] 为使得 ω 跟踪步骤 12 设计的虚拟控制律, 根据式 (32) 所示的 RLV 姿态动力学方程

$$[0124] (I + \Delta I)\dot{\omega} = -\Omega(I + \Delta I)\dot{\omega} + M + d_\omega \quad (32)$$

[0125] 整理得

$$[0126] \dot{\omega} = f(\omega) + I^{-1}M + \Delta_\omega \quad (33)$$

$$[0127] \text{其中 } I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{yz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}, \Omega = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}, I_{ij} (i = x, y, z; j = x, y, z) \text{ 为惯}$$

性矩和惯性积, $d_\omega, \Delta I$ 为未建模因素及不确定性, $M = [M_x, M_y, M_z]^T$ 为滚转、俯仰、偏航控制力矩, $f(\omega) = -I^{-1}\Omega I \omega$ 。由于 ΔI 较小, 因此将 $\Delta_\omega = I^{-1}(d_\omega - \Omega \Delta I \omega - \Delta I \dot{\omega})$ 视为有界的不确定性。

[0128] 又由步骤 12 中设计的虚拟控制律 (29) 得

$$[0129] \dot{\tilde{\omega}} = f(\omega) + I^{-1}M - \dot{\omega}^* + \Delta_\omega \quad (34)$$

[0130] 其中 $\tilde{\omega} = \omega - \omega^*$ 。

[0131] 步骤 14, 为使得 ω 跟踪步骤 12 设计的虚拟控制律, 并保证 RLV 制导及控制系统整体上的稳定性, 选取李雅普诺夫函数

$$[0132] V_4 = V_3 + \frac{1}{2}\tilde{\omega}^T\tilde{\omega} \quad (35)$$

[0133] V_4 在 V_3 的基础上增加了 ω 对虚拟控制跟踪误差的平方和, 对 V_4 求导得

$$[0134] \dot{V}_4 = \dot{V}_3 + \tilde{\omega}^T(f(\omega) + I^{-1}M - \dot{\omega}^* + \Delta_\omega) \quad (36)$$

[0135] 根据步骤 11 可得

[0136]

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 \leq & -(c_1 - 1)\tilde{h}^2 - (c_2 K_0 - 1)s^2 - c_3 \tilde{\gamma}^2 - c_4 \tilde{\chi}^2 + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_\gamma^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2 \\ & + \tilde{\Theta}^T \left(\Theta^* + g(\Theta)\omega - \dot{\Theta}^* + \frac{1}{2\delta_3} \tilde{\Theta} \right) + \frac{\delta_3^2}{2} \|\Delta_\Theta\|^2 + \tilde{\omega}^T(f(\omega) + I^{-1}M - \dot{\omega}^* + \Delta_\omega) \end{aligned} \quad (37)$$

[0137] 考虑不等式

[0138] $\tilde{\omega}^T \Delta_{\omega} \leq \frac{1}{2\delta_4} \|\tilde{\omega}\|^2 + \frac{\delta_4}{2} \|\Delta_{\omega}\|^2 \quad (38)$

[0139] 其中 $\delta_4 > 0$ 为待设计的参数, 用来抑制不确定性, 有

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 &\leq -(c_1 - 1)\tilde{h}^2 - (c_2 \kappa_0 - 1)s^2 - c_3 \tilde{\gamma}^2 - c'_4 \tilde{\chi}^2 + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_{\gamma}^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2 \\ &\quad + \tilde{\Theta}^T \left(\Theta^* + g(\Theta) \omega - \dot{\Theta}^* + \frac{1}{2\delta_3} \tilde{\Theta} \right) + \frac{\delta_3^2}{2} \|\Delta_{\Theta}\|^2 \\ &\quad + \tilde{\omega}^T \left(f(\omega) + I^{-1}M - \dot{\omega}^* + \frac{1}{2\delta_4} \tilde{\omega} \right) + \frac{\delta_4^2}{2} \|\Delta_{\omega}\|^2 \\ [0140] \quad &= -(c_1 - 1)\tilde{h}^2 - (c_2 \kappa_0 - 1)s^2 - c_3 \tilde{\gamma}^2 - c'_4 \tilde{\chi}^2 + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_{\gamma}^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2 \\ &\quad + \tilde{\Theta}^T \left(\Theta^* + g(\Theta) \omega^* - \dot{\Theta}^* + \frac{1}{2\delta_3} \tilde{\Theta} \right) + \frac{\delta_3^2}{2} \|\Delta_{\Theta}\|^2 \\ &\quad + \tilde{\omega}^T \left(f(\omega) + I^{-1}M - \dot{\omega}^* + \frac{1}{2\delta_4} \tilde{\omega} + g^T(\Theta) \tilde{\Theta} \right) + \frac{\delta_4^2}{2} \|\Delta_{\omega}\|^2 \end{aligned} \quad (39)$$

[0141] 步骤 15, 将虚拟控制律 (29) 代入, 并根据步骤 12 得

[0142]

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 &\leq -(c_1 - 1)\tilde{h}^2 - (c_2 \kappa_0 - 1)s^2 - c_3 \tilde{\gamma}^2 - c'_4 \tilde{\chi}^2 - c_5 \|\Theta\|^2 + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_{\gamma}^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2 \\ &\quad + \tilde{\omega}^T \left(f(\omega) + I^{-1}M - \dot{\omega}^* + \frac{1}{2\delta_4} \tilde{\omega} + g^T(\Theta) \tilde{\Theta} \right) + \frac{\delta_4^2}{2} \|\Delta_{\omega}\|^2 + \frac{\delta_3^2}{2} \|\Delta_{\Theta}\|^2 \end{aligned} \quad (40)$$

[0143] 步骤 16, 为使得 V_4 收敛, 根据步骤 15 设计最终的一体化制导 - 控制律

[0144] $M = I \left(-c_6 \tilde{\omega} - f(\omega) + \dot{\omega}^* - \frac{1}{2\delta_4} \tilde{\omega} - g^T(\Theta) \tilde{\Theta} \right) \quad (41)$

[0145] 其中 $c_6 > 0$ 为待设计的参数, 用来调节 V_4 的收敛速度及收敛范围, 代入式 (40) 得

$$\begin{aligned} V_4 &\leq -(c_1 - 1)\tilde{h}^2 - (c_2 \kappa_0 - 1)s^2 - c_3 \tilde{\gamma}^2 - c'_4 \tilde{\chi}^2 - c_5 \|\tilde{\Theta}\|^2 - c_6 \|\tilde{\omega}\|^2 \\ [0146] \quad &\quad + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_{\gamma}^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2 + \frac{\delta_3^2}{2} \|\Delta_{\Theta}\|^2 + \frac{\delta_4^2}{2} \|\Delta_{\omega}\|^2 \end{aligned} \quad (42)$$

[0147] 选取与步骤 12 同样的参数, 则

[0148] $\dot{V}_4 \leq -2K_4 V_4 + \frac{\delta_1^2}{2} \Delta_{\gamma}^2 + \frac{\delta_2^2}{2} (\Delta_x - \dot{\chi}^*)^2 + \frac{\delta_3^2}{2} \|\Delta_{\Theta}\|^2 + \frac{\delta_4^2}{2} \|\Delta_{\omega}\|^2 \quad (43)$

[0149] 其中 $K_4 = \min \{c_1 - 1, c_2 \kappa_0 - 1, c_3, c'_4, c_5, c_6\}$ 。

[0150] 根据式 (43) 可知, 所得式 (41) 所示一体化制导 - 控制律可使 RLV 制导及控制系统整体上具有输入 - 状态稳定性 (ISS), 即 $\tilde{h}, s, \tilde{\gamma}, \tilde{\chi}, \tilde{\Theta}, \tilde{\omega}$ 可收敛到零点的临域内, 在步骤 12 所确定的 c_1, c_2, c_3, c_4, c_5 基础上, 增大设计参数 c_6 可增快系统的收敛速度, 而同时减小设计参数 $\delta_1, \delta_2, \delta_4$ 可抑制不确定性 $\Delta_{\gamma}, \Delta_x, \Delta_{\Theta}, \Delta_{\omega}$, 从而使 $\tilde{h}, s, \tilde{\gamma}, \tilde{\chi}, \tilde{\Theta}, \tilde{\omega}$ 快速收敛到

零点的期望小临域内。

[0151] 实施例

[0152] 下面通过仿真,说明本发明所述方法的有效性。

[0153] RLV 进场着陆段的轨迹分为陡下滑段、圆弧段、指数过渡段和浅下滑段,具体的离线轨迹设计方法可参见文献 (G. H. Barton and S. G. Tragesser, Autolanding trajectory design for the X-34, AIAA-99-4161, 1999.), 本仿真算例只给出所设计轨迹的相关参数。

[0154] 以进场着陆起始点在地面的投影为原点建立坐标系, x 轴指向触地点, y 轴垂直于 x 轴指向天,z 轴按右手定则确定,飞行器在坐标系中的位置用 (x, h, s) 表示。设进场着陆起始点的坐标为 (0, 3000, 0)m,触地点坐标为 (13800, 0, 0)m,圆弧段圆心坐标为 (13526, 7015.5, 0)m,圆弧段起始点坐标为 (11626, 208.9, 0)m,指数过渡段起始点坐标为 (12873, 26.2, 0)m、指数函数衰减速率为 264、指数函数比例系数为 10,陡下滑段航迹角为 -13.5° ,浅下滑段航迹角为 -1° 。

[0155] 假设气动系数 l_a, l_0 存在 -10% 的不确定性,并取扰动为

$$\Delta_\gamma = 0.1 \sin\left(\frac{1}{5}\pi t\right), \Delta_x = 0.1 \cos\left(\frac{1}{6}\pi t\right), \quad d_\Theta = \left[0.1 \sin\left(\frac{1}{5}\pi t\right), 0.1 \sin\left(\frac{1}{8}\pi t\right), 0.1 \cos\left(\frac{1}{5}\pi t\right) \right]^T, \\ d_\omega = \left[\cos\left(\frac{1}{6}\pi t\right), \sin\left(\frac{1}{6}\pi t\right), \cos\left(\frac{1}{7}\pi t\right) \right]^T, \quad \Delta I = 10\% I, \text{ 并取系数 } c_1 = c_2 = 1.5, c_3 = 0.00001, c_4 = 0.2c_5 = 5c_5 = 50, l_1 = 0.25, \delta_1 = 100, \delta_3 = 2\delta_4 = 0.2, l_a = 0.1SQ, l_0 = 0.35SQ, S = 5.454, \text{ 重力加速度为 } g = 9.8m/s^2, \text{ 飞行器质量为 } m = 3700kg, \text{ 并采用标准大气密度模型。} \\ \text{考虑场景:初始位置在所建立坐标系中的位置为 } (-500, 3200, 300)m, \text{ 初始速度为 } 150m/s, \text{ 初始航迹倾角为 } -13^\circ, \text{ 方向角为 } -3^\circ, \text{ 攻角为 } 2^\circ, \text{ 其它变量的初值均为零。}$$

[0156] 图 2 为高度曲线,横坐标为 RLV 飞行的水平距离 x,纵坐标为 RLV 的高度 h 及标称高度 h_c ,可见 RLV 飞行 2500m 的距离时,初始的高度偏差基本可以消除,使 RLV 的实际高度跟踪上标称轨迹;图 3 为侧向偏差曲线,横坐标为时间,纵坐标为 RLV 的侧向距离 s,可见大概飞行 20s 后,侧向偏差基本可保持在零点附近;图 4 为速度曲线,横坐标为时间,纵坐标为 RLV 的速度 v;图 5 为航迹倾角曲线,横坐标为时间,纵坐标为 RLV 的航迹倾角 γ 及参考轨迹对应的航迹倾角 γ_c ,为消除高度偏差,在 0 ~ 35s 左右的时间内 RLV 的实际航迹在一体化制导 - 控制律的作用下比参考轨迹对应的航迹略陡,当高度偏差消除后, γ 和参考轨迹对应的航迹倾角 γ_c 基本重合,从而保证了 RLV 的高度可跟踪参考轨迹;图 6 为方向角曲线,横坐标为时间,纵坐标为 RLV 的方向角 x,由于初始时刻侧向偏差的存在,RLV 的方向角 x 在一体化制导 - 控制律的作用下做出调整使得侧向偏差减小,当侧向偏差趋于零时, x 也维持在零点附近;图 7 至图 9 分别为攻角、倾侧角和侧滑角曲线, α 为 RLV 的攻角, β 为 RLV 的侧滑角, σ 为 RLV 的倾侧角, α^* 和 σ^* 分别为所设计的虚拟控制律,图 10 至图 12 为三轴角速率曲线, p, q, r 为滚转、俯仰、偏航角速率, p^*, q^*, r^* 为所设计的虚拟控制律,由图 7 至图 12 可见实际的攻角、倾侧角及姿态角速率可在所设计的一体化制导 - 控制律的作用下快速跟踪对应的虚拟控制律,同时可使侧滑角维持在零点的附近;图 13 至图 15 为三轴控制力矩曲线, M_x, M_y, M_z 为滚转、俯仰、偏航控制力矩,可见为克服正、余弦形式的不确定性,控制力矩不断做出调整,从而使 RLV 的高度及侧向偏差始终跟踪标称轨迹,当进入圆弧拉起段

后,俯仰力矩立刻增大,使 RLV 的下沉速率拉起,并逐渐拉平 RLV 的飞行轨迹。

[0157] 从仿真结果可以看出,在本发明提出的一体化制导 - 控制方法的作用下,RLV 可应对一定的初始位置偏差及不确定性,特别是当存在侧向距离偏差的情况下,本发明方法仍可应对 RLV 横、纵向通道所产生的耦合,在实现对标称轨迹的鲁棒跟踪的同时,保证飞行器自身姿态的稳定,进而实现准确、安全着陆。

[0158] 本发明说明书中未作详细描述的内容属本领域技术人员的公知技术。

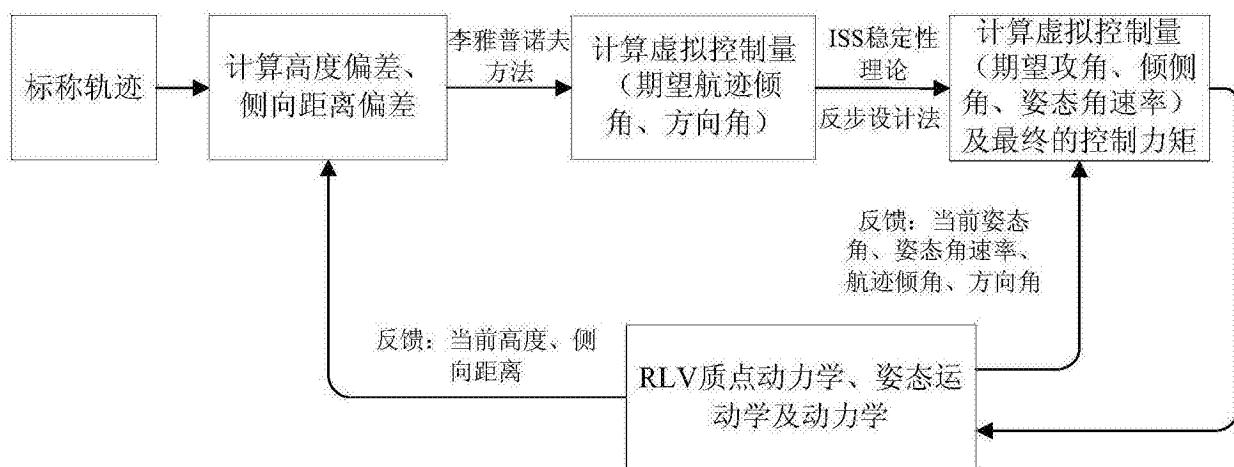


图 1

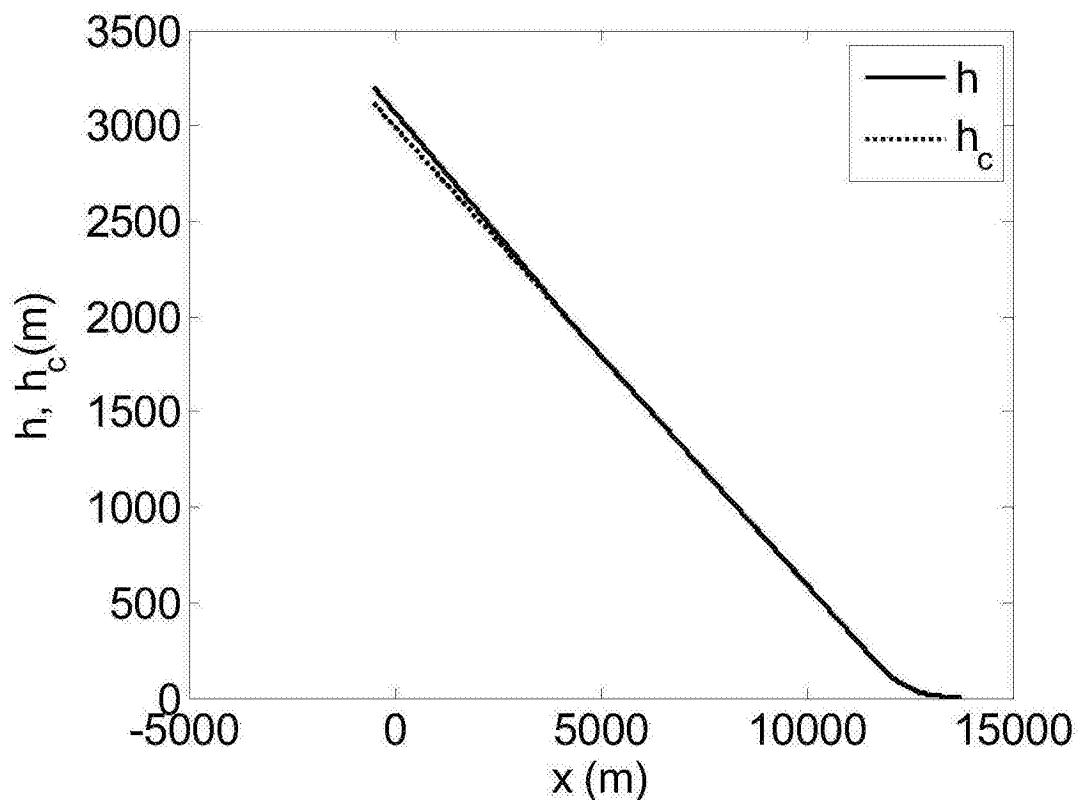


图 2

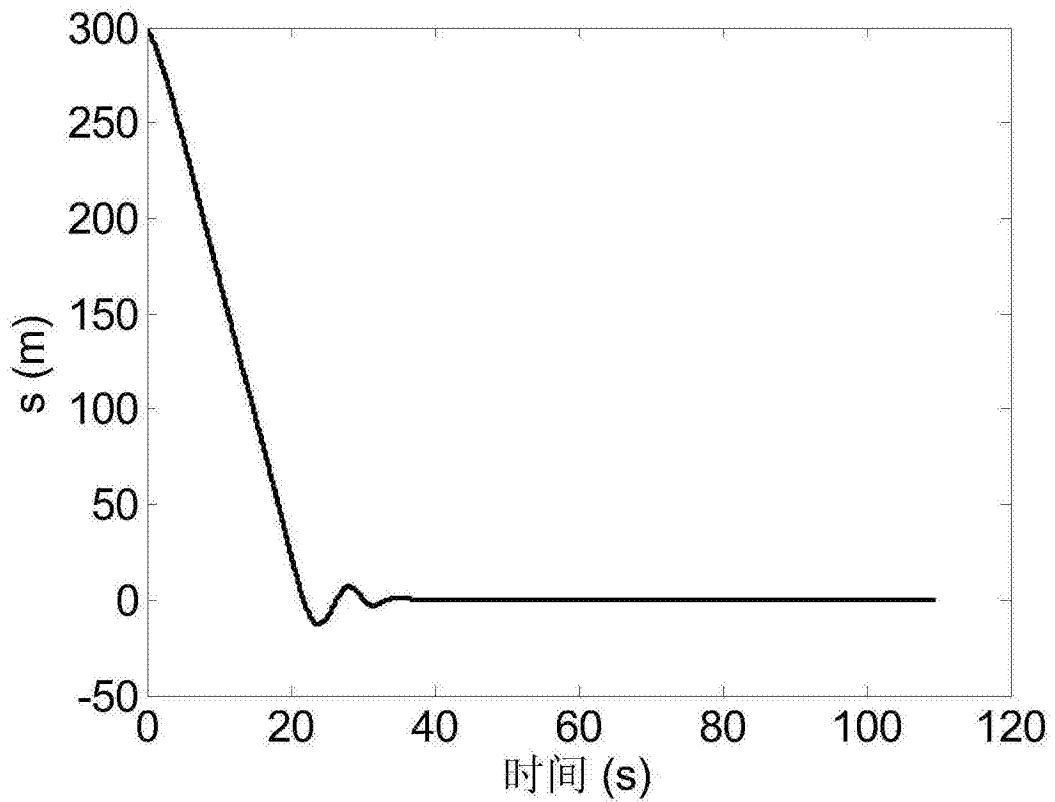


图 3

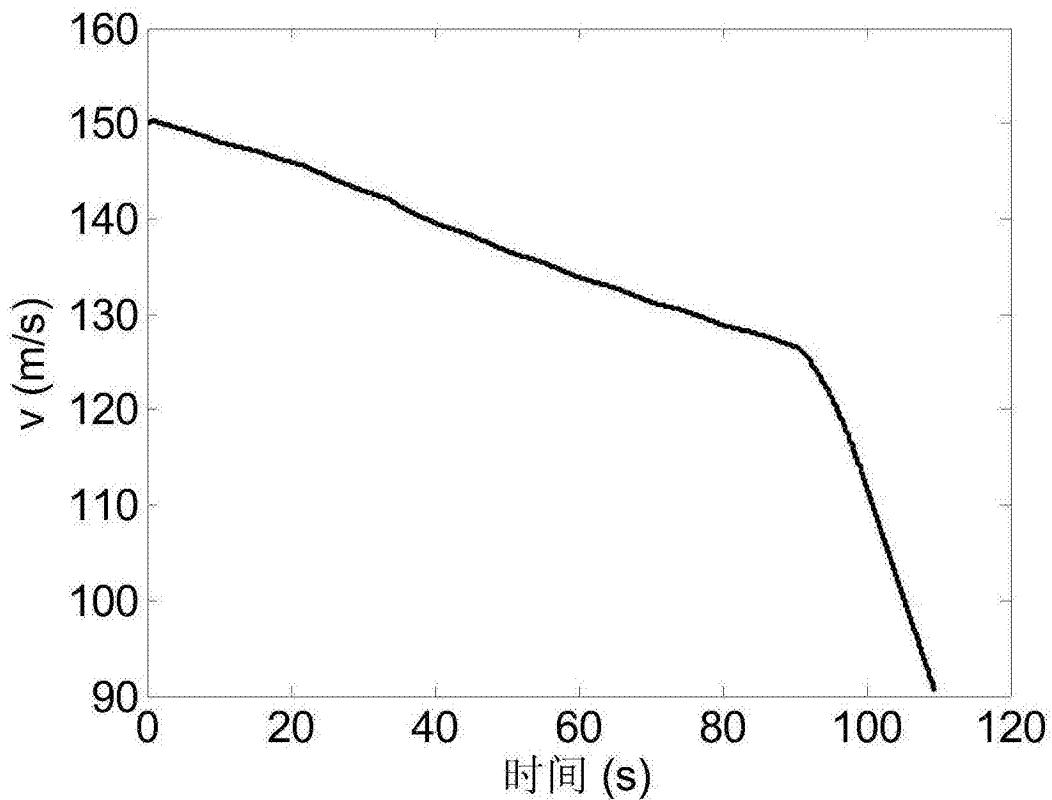


图 4

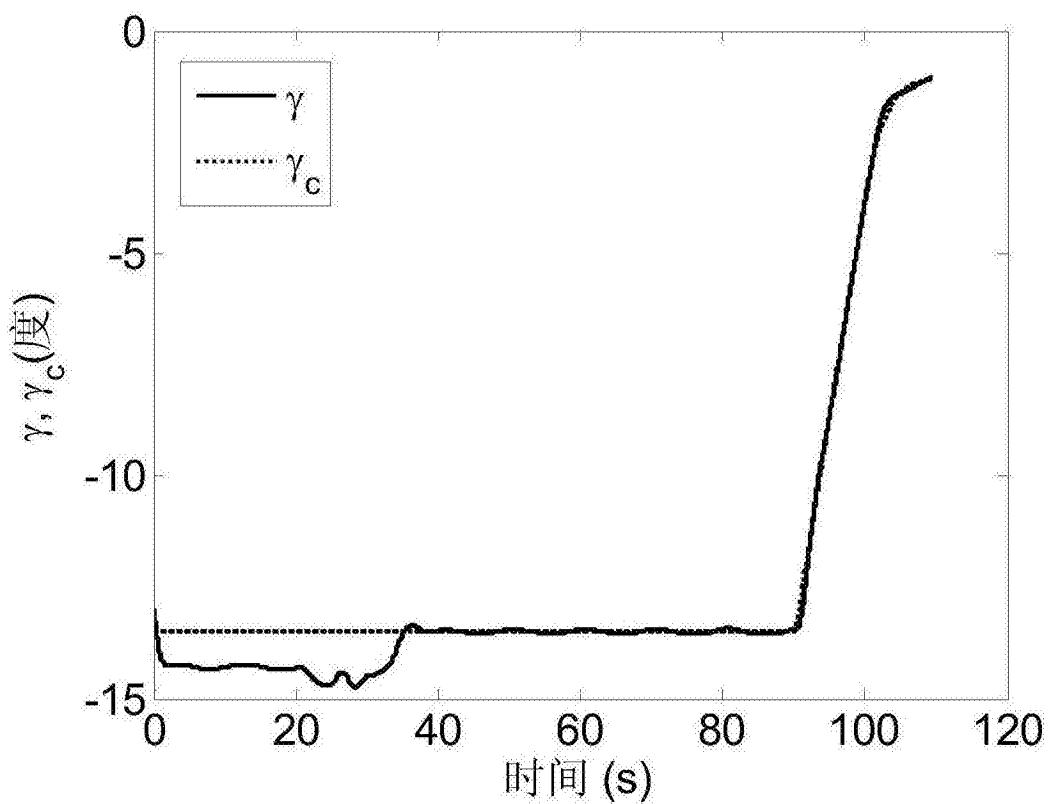


图 5

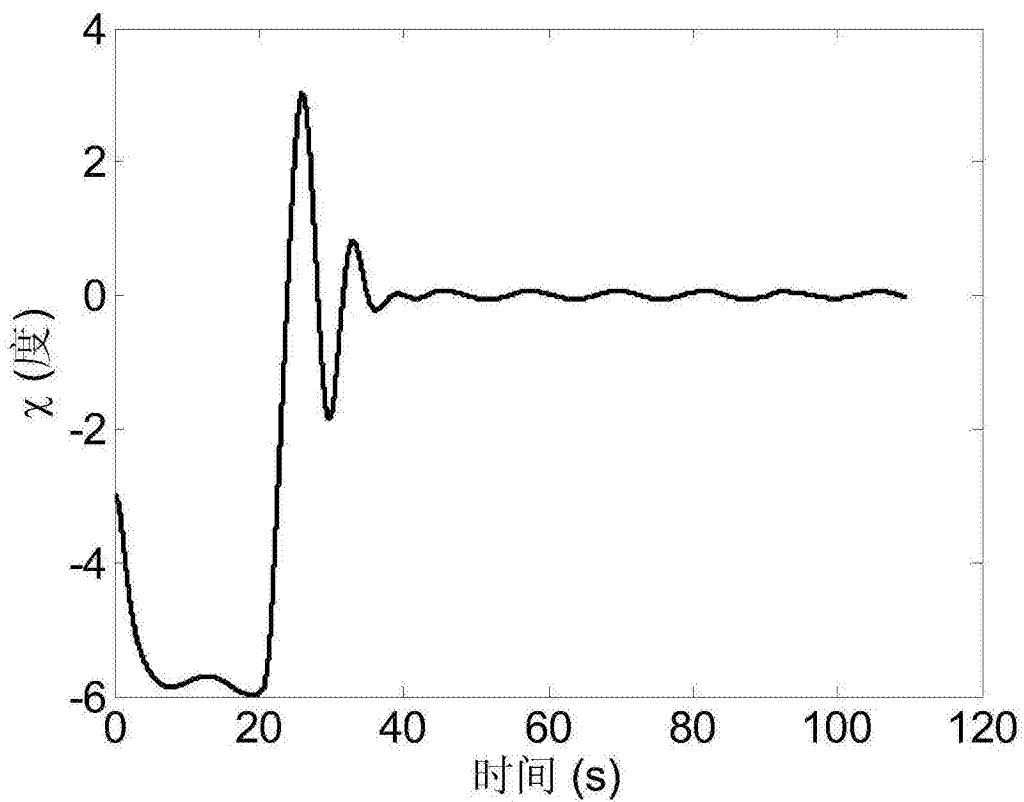


图 6

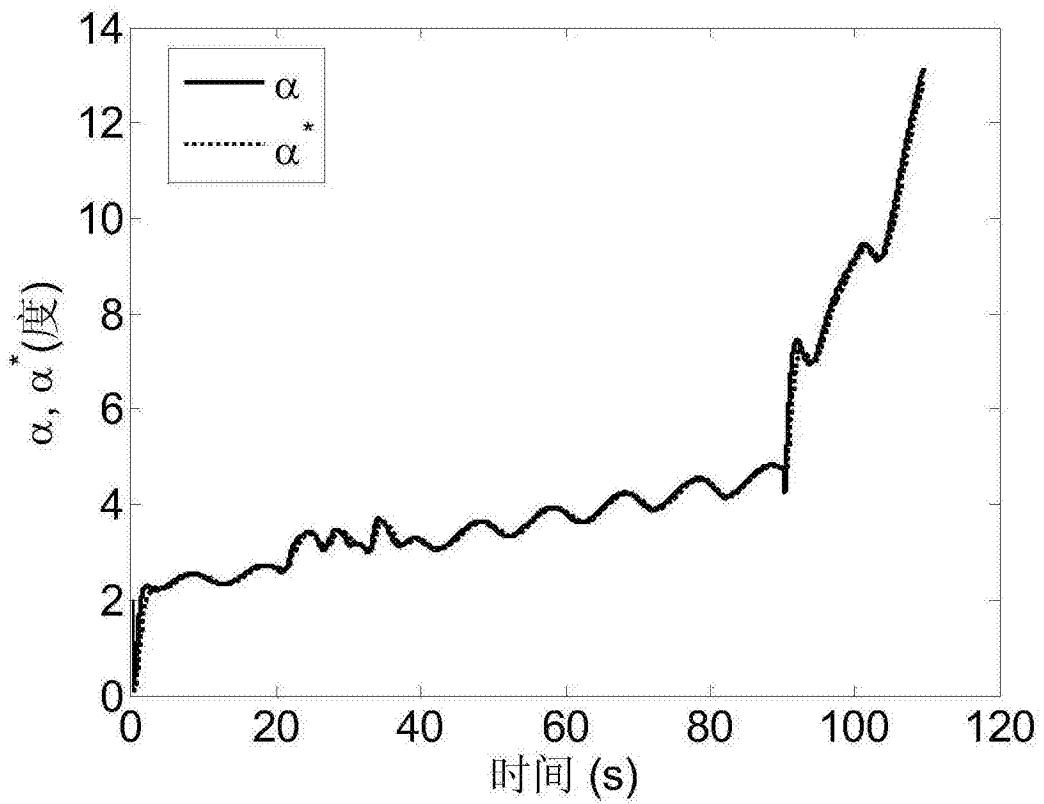


图 7

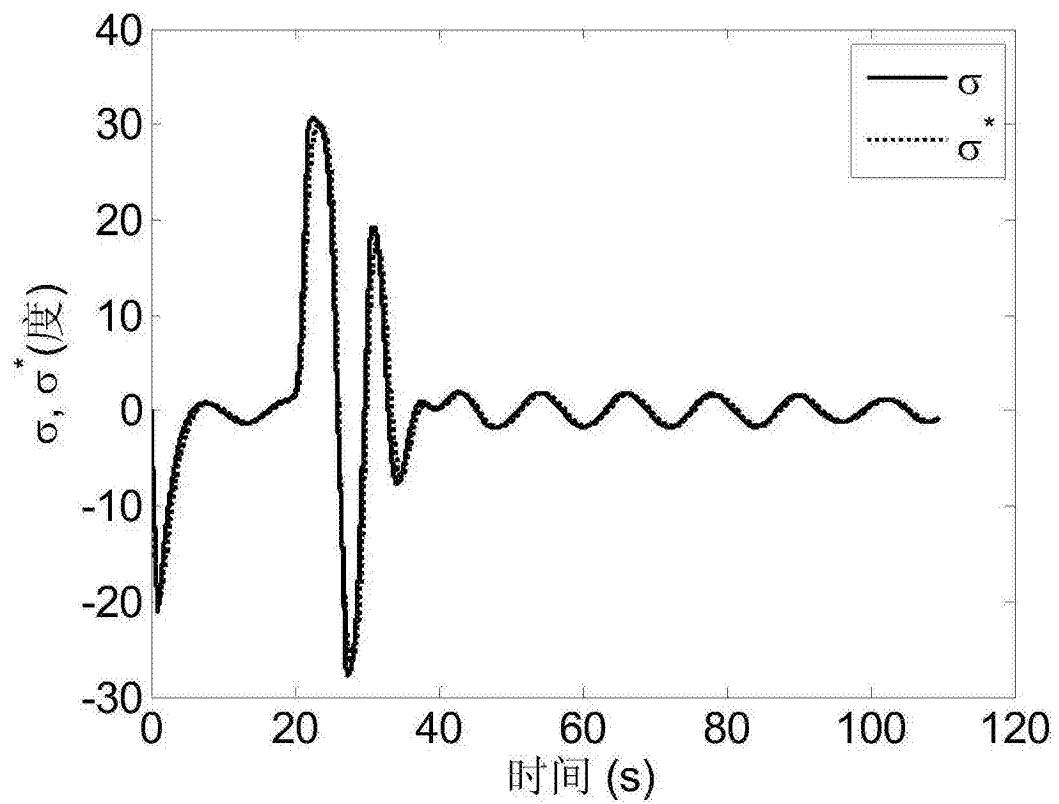


图 8

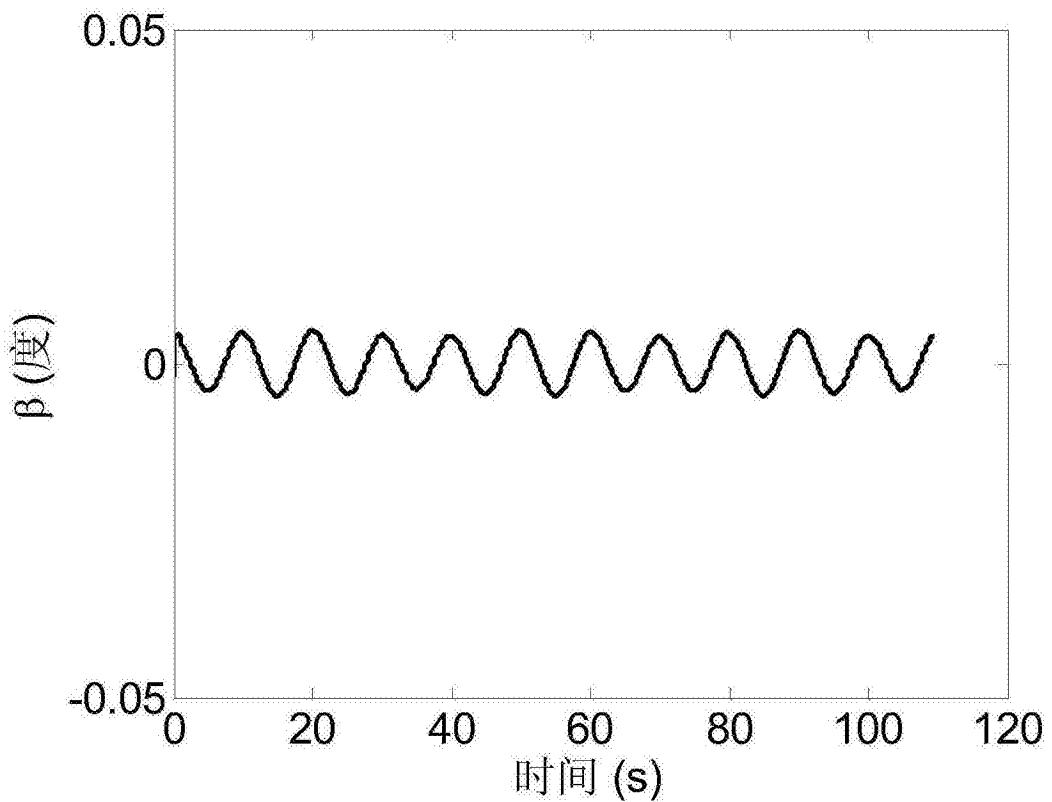


图 9

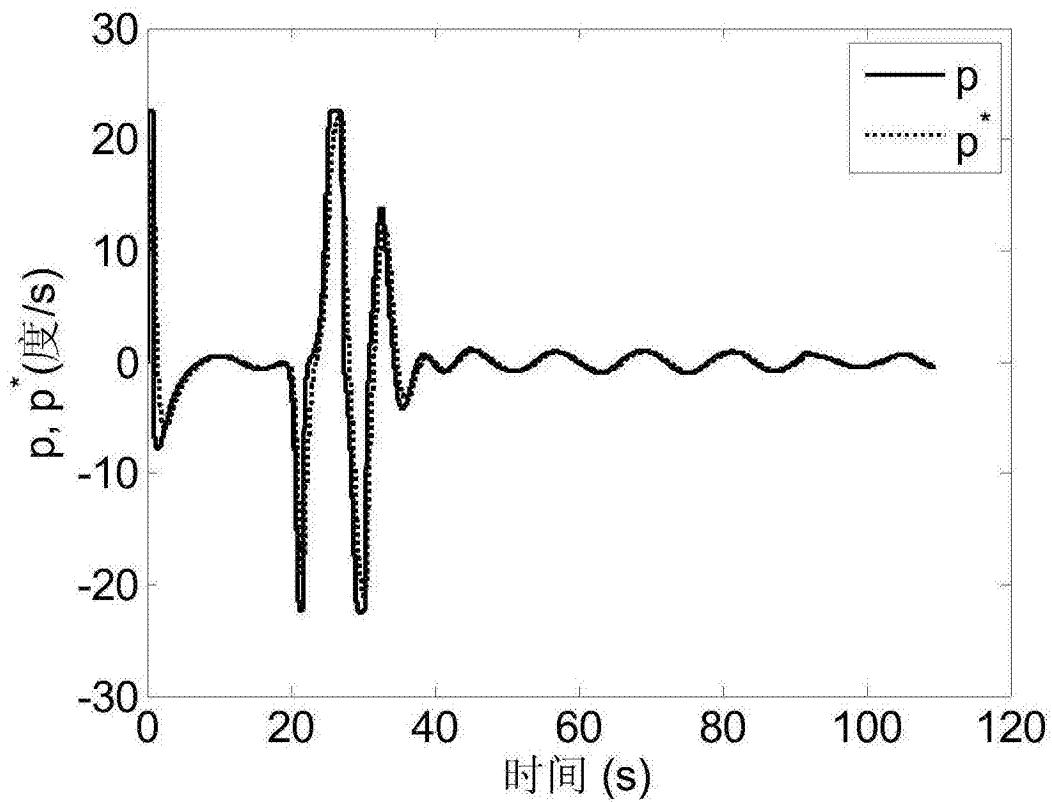


图 10

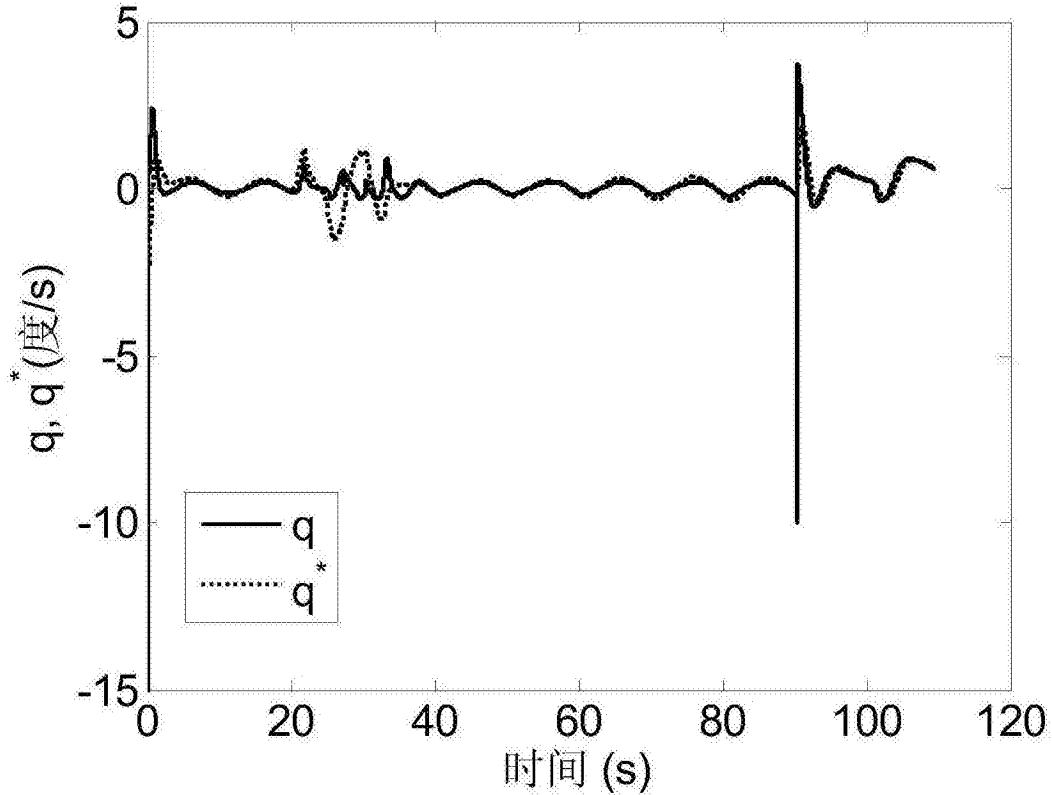


图 11

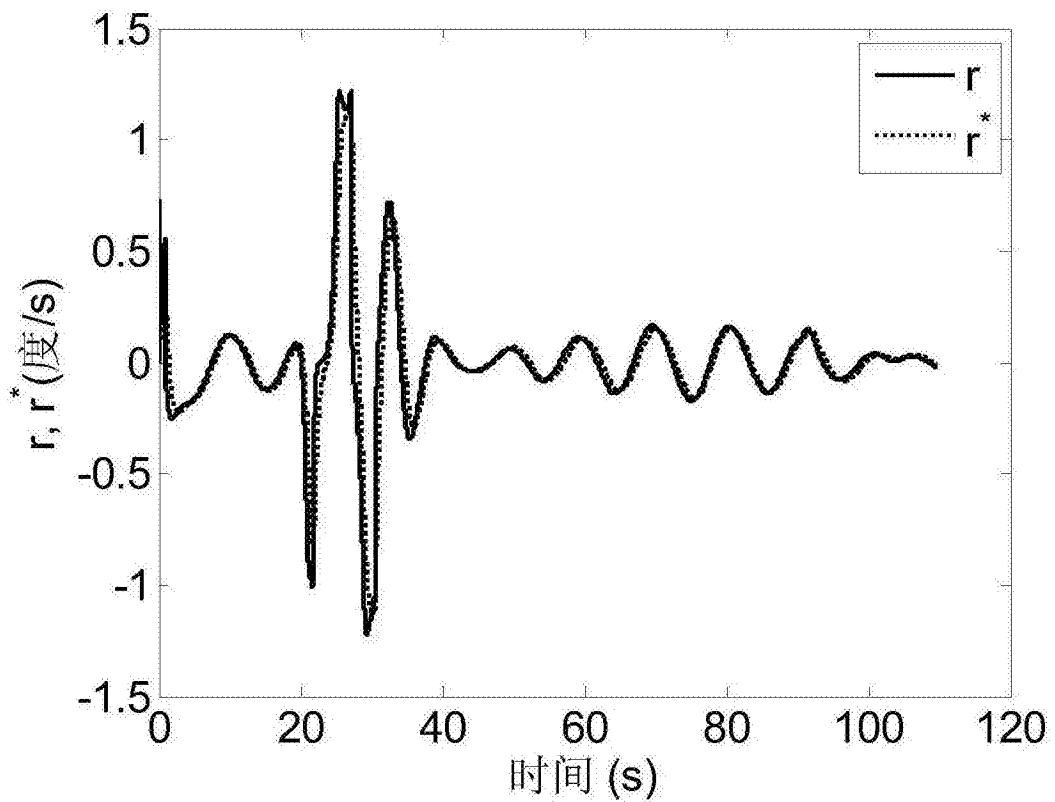


图 12

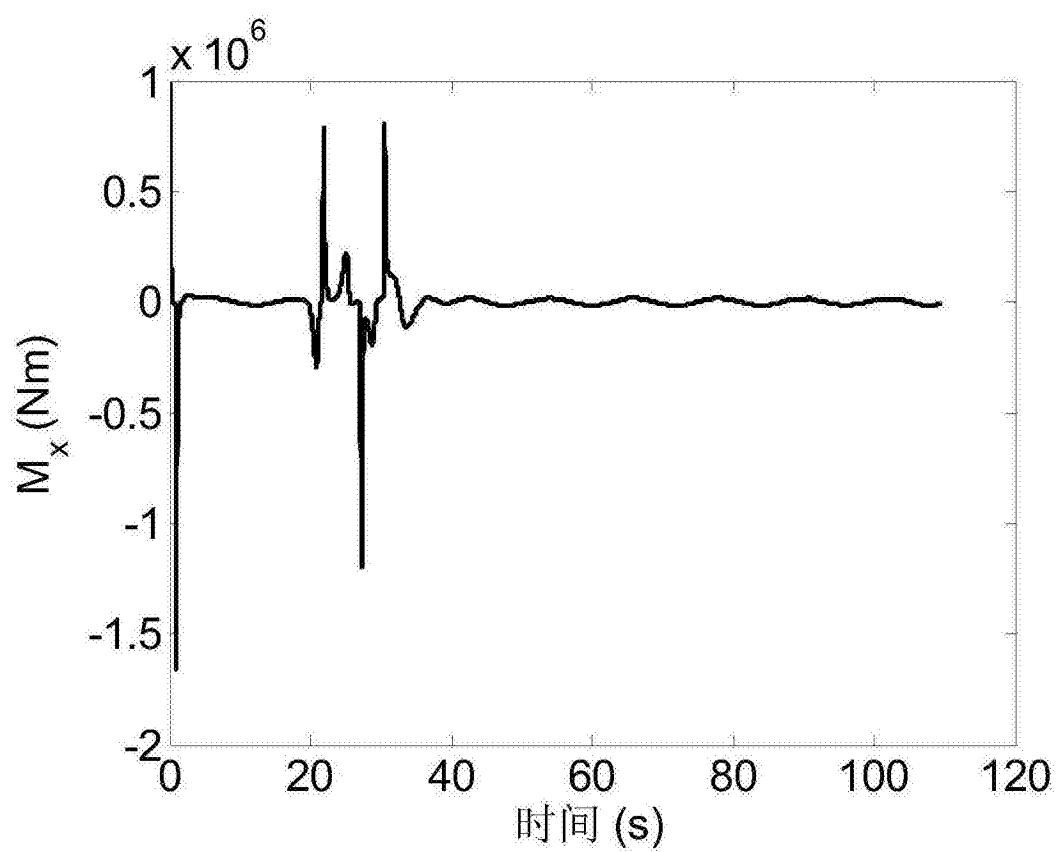


图 13

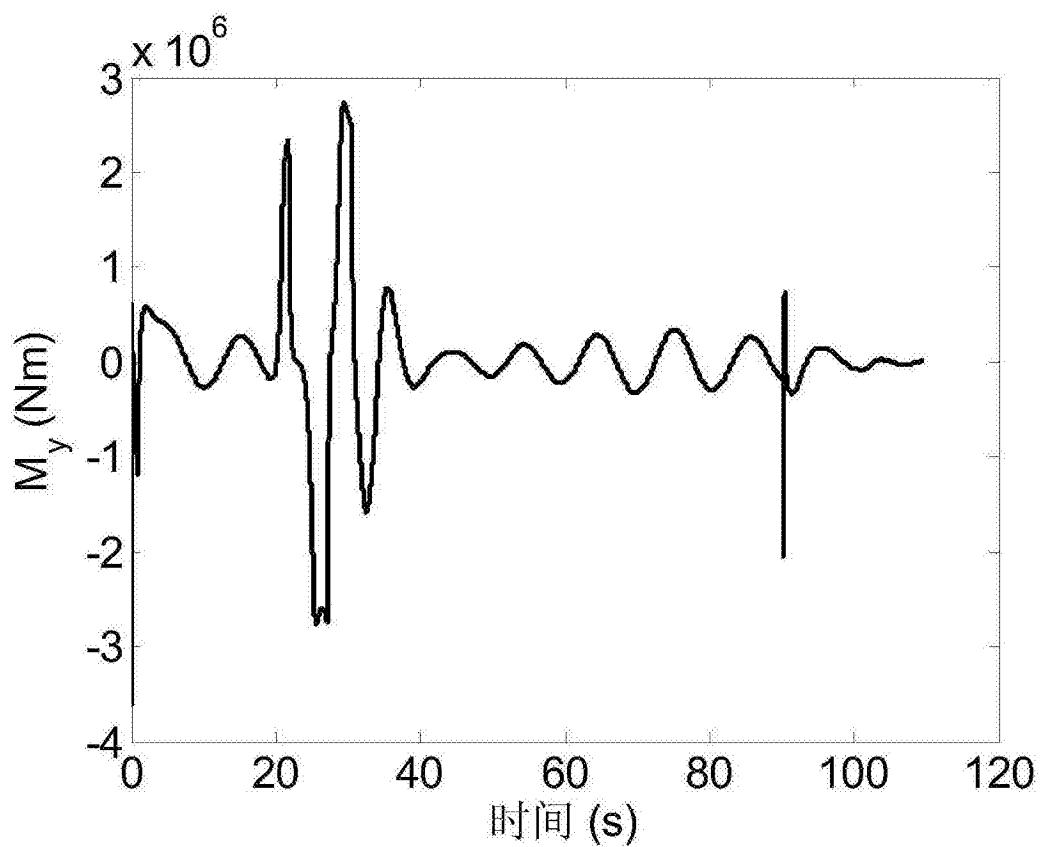


图 14

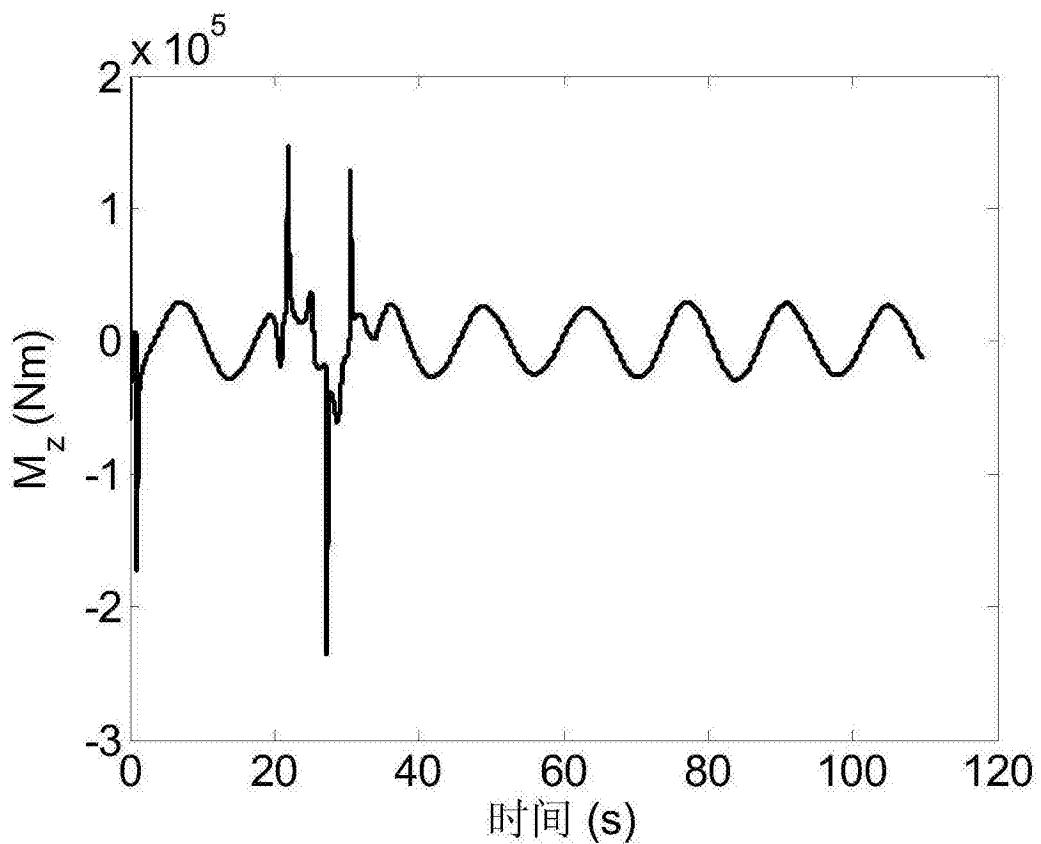


图 15