



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110750102 A
(43)申请公布日 2020.02.04

(21)申请号 201911164887.7

(22)申请日 2019.11.25

(71)申请人 北京电子工程总体研究所
地址 100854 北京市海淀区永定路52号

(72)发明人 石凯宇 陈勤 王洪涛 闫捷
李海滨

(74)专利代理机构 北京正理专利代理有限公司
11257

代理人 付生辉

(51) Int. Cl.
G05D 1/08(2006.01)

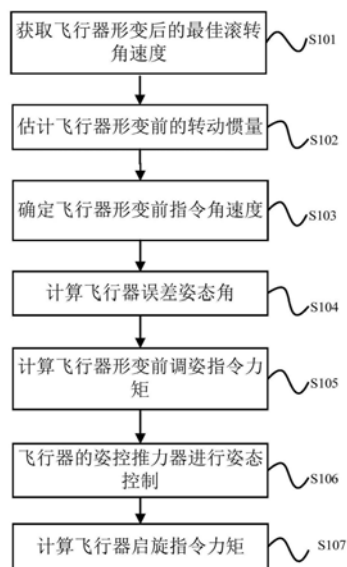
权利要求书2页 说明书4页 附图3页

(54)发明名称

形变再入飞行器变形前指令力矩确定方法

(57)摘要

本发明公开了一种形变再入飞行器变形前指令力矩确定方法,包括:获取飞行器形变后的最佳滚转角速度,并将最佳滚转角速度上注给飞行器;估计飞行器形变前的转动惯量;确定飞行器形变前的指令角速度;根据飞行器导航姿态角和指令姿态角,计算飞行器误差姿态角;计算飞行器形变前调姿指令力矩;飞行器的姿控推力器进行姿态控制,以使飞行器指向指令姿态;计算飞行器启旋指令力矩。相比于现有技术,本发明提出的技术方案,通过确定对飞行器形变前后转动惯量的计算和形变后最佳滚转角速度的分析,得到形变前的指令力矩,弥补了现有技术在形变再入飞行器领域的不足。



1. 一种形变再入飞行器变形前指令力矩确定方法,其特征在于,包括:
获取所述飞行器变形后的最佳滚转角速度,并将所述最佳滚转角速度上注给所述飞行器;

估计所述飞行器变形前的转动惯量;

确定所述飞行器变形前的指令角速度;

根据所述飞行器导航姿态角和指令姿态角,计算所述飞行器误差姿态角;

计算所述飞行器变形前调姿指令力矩;

所述飞行器的姿控推力器进行姿态控制,以使所述飞行器指向指令姿态;

计算所述飞行器启旋指令力矩。

2. 根据权利要求1所述的指令力矩确定方法,所述的最佳滚转角速度,其特征在于,所述飞行器采用所述最佳滚转角速度 P_{ω_r} 再入后,能够最大限度保持姿态稳定,克服大气多种因素的干扰,落点精度最高。

3. 根据权利要求1所述的指令力矩确定方法,其特征在于,所述的估计飞行器变形前转动惯量的方法,包括:

$$\text{所述飞行器变形前绕X轴的转动惯量} J_x \text{的计算公式为 } J_x = J_{xempty} + \frac{m - m_{empty}}{m_{full} - m_{empty}} (J_{xfull} - J_{xempty}),$$

J_{xempty} 为所述飞行器变形前空载绕X轴的转动惯量, J_{xfull} 为所述飞行器变形前满载绕X轴的转动惯量, m_{empty} 为所述飞行器空载状态下质量, m_{full} 为所述飞行器满载状态下质量, m 为所述飞行器当前质量。

4. 根据权利要求1至3所述的指令力矩确定方法,其特征在于,所述的确定飞行器变形前指令角速度的方法,包括:

$$\text{所述飞行器变形前绕X轴的指令角速度为 } \omega_{xr} \text{的计算公式为 } \omega_{xr} = \frac{J_{xopen}}{J_x} P_{\omega_r}, J_{xopen} \text{为}$$

所述飞行器变形后绕X轴的转动惯量。

5. 根据权利要求1所述的指令力矩确定方法,其特征在于,所述的计算飞行器误差姿态角的方法,包括:

$$\theta_e = \theta_r - \theta$$

误差俯仰角 θ_e 、误差偏航角 ϕ_e 和误差滚转角 γ_e 的计算公式为 $\phi_e = \phi_r - \phi$, θ_r 为指令俯仰

$$\gamma_e = \gamma_r - \gamma$$

角, ϕ_r 为指令偏航角, γ_r 为指令滚转角, θ 为导航俯仰角, ϕ 为导航偏航角, γ 为导航滚转角。

6. 根据权利要求1至5所述的指令力矩确定方法,其特征在于,所述的计算飞行器变形前调姿指令力矩的方法,包括:

所述飞行器变形前X、Y、Z三轴调姿指令力矩 M_{x0} 、 M_{y0} 和 M_{z0} 的计算公式为

$$M_{x0} = K_{PIx} \cdot (\gamma_e + \int \gamma_e dt) + k_{dx} \cdot (\omega_x - \omega_{xr})$$

$$M_{y0} = K_{PIy} \cdot (\phi_e + \int \phi_e dt) + k_{dy} \cdot \omega_y$$

$$M_{z0} = K_{PIz} \cdot (\theta_e + \int \theta_e dt) + k_{dz} \cdot \omega_z$$

K_{PIx} 、 K_{PIy} 和 K_{PIz} 为X轴、Y轴和Z轴的比例项和积分项系数, k_{dx} 、 k_{dy} 和 k_{dz} 为X轴、Y轴和Z轴的

阻尼系数, ω_x 、 ω_y 和 ω_z 为导航得到的角速度在所述飞行器的X轴、Y轴和Z轴的分量。

7. 根据权利要求1所述的指令力矩确定方法, 其特征在于, 所述的飞行器姿控推力器进行姿态控制, 还包括:

所述飞行器姿控推力器在误差姿态角小于第一阈值时, 停止工作。

8. 根据权利要求1至6所述的指令力矩确定方法, 其特征在于, 所述的计算飞行器启旋指令力矩的方法, 包括:

$$M_{x1} = k_{dx} \cdot (\omega_x - \omega_{xr})$$

所述飞行器启旋指令力矩 M_{x1} 、 M_{y1} 和 M_{z1} 的计算公式为 $M_{y1} = k_{dy} \cdot \omega_y$ 。

$$M_{z1} = k_{dz} \cdot \omega_z$$

形变再入飞行器变形前指令力矩确定方法

技术领域

[0001] 本发明涉及空间飞行器GNC分系统控制领域,具体涉及指令力矩的确定方法,特别是一种形变再入飞行器变形前指令力矩确定方法。

背景技术

[0002] 形变再入飞行器是一种再入前通过变形来增大迎风面积,提高阻力系数的新型飞行器。形变再入飞行器在再入前,将姿态调整到指令姿态后,通过安装在其尾部的姿控推力器使其旋转到一定的角速度。然后形变再入飞行器进行变形,确保其以一定的自旋角速度再入大气层,这样可以使其在大气层内飞行时保持姿态稳定,并减少再入过程中多种因素造成的落点散布的概率。

[0003] 传统的再入飞行器多为刚性飞行器,其指令力矩只需要将指令角速度直接引入姿态控制回路即可计算。然而,对于形变再入飞行器,由于其转动惯量在形变前后存在很大的变化,根据动量守恒定律,其角速度也会发生较大的变化。因此,传统的指令力矩确定方法不再有效,需要探索一种新的方法。

[0004] 鉴于此,本发明提出一种适合于形变再入飞行器在变形前的指令力矩确定方法。

发明内容

[0005] 一种形变再入飞行器变形前指令力矩确定方法,包括:获取飞行器形变后的最佳滚转角速度,并将最佳滚转角速度上注给飞行器;估计飞行器形变前的转动惯量;确定飞行器形变前的指令角速度;根据飞行器导航姿态角和指令姿态角,计算飞行器误差姿态角;计算飞行器形变前调姿指令力矩;飞行器的姿控推力器进行姿态控制,以使飞行器指向指令姿态;计算飞行器启旋指令力矩。

[0006] 进一步地,所述的最佳滚转角速度,即飞行器采用最佳滚转角速度 P_{ω_r} 再入后,能够最大限度保持姿态稳定,克服大气多种因素的干扰,落点精度最高。

[0007] 进一步地,估计飞行器形变前转动惯量的方法,包括:飞行器形变前绕X轴的转动

惯量 J_x 的计算公式为 $J_x = J_{xempty} + \frac{m - m_{empty}}{m_{full} - m_{empty}}(J_{xfull} - J_{xempty})$, J_{xempty} 为飞行器形变前空载绕X轴的转动惯量, J_{xfull} 为飞行器形变前满载绕X轴的转动惯量, m_{empty} 为飞行器空载状态下质量, m_{full} 为飞行器满载状态下质量, m 为飞行器当前质量。

[0008] 进一步地,确定飞行器形变前指令角速度的方法,包括:飞行器形变前绕X轴的指

令角速度为 ω_{xr} 的计算公式为 $\omega_{xr} = \frac{J_{xopen}}{J_x} P_{\omega_r}$, J_{xopen} 为飞行器形变后绕X轴的转动惯量。

[0009] 进一步地,计算飞行器误差姿态角的方法,包括:误差俯仰角 θ_e 、误差偏航角 ϕ_e 和

$$\theta_e = \theta_r - \theta$$

误差滚转角 γ_e 的计算公式为 $\phi_e = \phi_r - \phi$, θ_r 为指令俯仰角, ϕ_r 为指令偏航角, γ_r 为指令滚

$$\gamma_e = \gamma_r - \gamma$$

转角, θ 为导航俯仰角, ϕ 为导航偏航角, γ 为导航滚转角。

[0010] 进一步地, 计算飞行器形变前调姿指令力矩的方法, 包括: 飞行器形变前 X、Y、Z 三

$$M_{x0} = K_{PIx} \cdot \left(\gamma_e + \int \gamma_e dt \right) + k_{dx} \cdot (\omega_x - \omega_{xr})$$

轴调姿指令力矩 M_{x0} 、 M_{y0} 和 M_{z0} 的计算公式为 $M_{y0} = K_{PIy} \cdot \left(\phi_e + \int \phi_e dt \right) + k_{dy} \cdot \omega_y$, K_{PIx} 、 K_{PIy}

$$M_{z0} = K_{PIz} \cdot \left(\theta_e + \int \theta_e dt \right) + k_{dz} \cdot \omega_z$$

和 K_{PIz} 为 X 轴、Y 轴和 Z 轴的比例项和积分项系数, k_{dx} 、 k_{dy} 和 k_{dz} 为 X 轴、Y 轴和 Z 轴的阻尼系数, ω_x 、 ω_y 和 ω_z 为导航得到的角速度在飞行器的 X 轴、Y 轴和 Z 轴的分量。

[0011] 进一步地, 飞行器姿控推力器进行姿态控制, 还包括: 飞行器姿控推力器在误差姿态角小于第一阈值时, 停止工作。

[0012] 进一步地, 计算飞行器启旋指令力矩的方法, 包括: 飞行器启旋指令力矩 M_{x1} 、 M_{y1} 和

$$M_{x1} = k_{dx} \cdot (\omega_x - \omega_{xr})$$

M_{z1} 的计算公式为 $M_{y1} = k_{dy} \cdot \omega_y$ 。

$$M_{z1} = k_{dz} \cdot \omega_z$$

[0013] 本发明的有益效果如下:

[0014] 本发明提供的技术方案可以包括以下有益效果: 提出了适合于形变再入飞行器在变形前的指令力矩确定方法, 通过确定对飞行器形变前后转动惯量的计算和形变后最佳滚转角速度的分析, 得到形变前的指令力矩, 弥补了现有技术在形变再入飞行器领域的不足。

[0015] 应当理解的是, 以上的一般描述和后文的细节描述仅是示例性和解释性的, 并不能限制本公开。

附图说明

[0016] 为了更清楚地说明本发明具体实施方式或现有技术中的技术方案, 下面将对具体实施方式或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍, 显而易见地, 下面描述中的附图是本发明的一种实施方式, 对于本领域普通技术人员来讲, 在不付出创造性劳动的前提下, 还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0017] 图1为本发明实施例一种形变再入飞行器变形前指令力矩确定方法流程示意图;

[0018] 图2为本发明实施例形变再入飞行器姿态角变化的仿真曲线示意图;

[0019] 图3为本发明实施例形变再入飞行器角速度变化的仿真曲线示意图;

[0020] 图4为本发明实施例形变再入飞行器指令力矩变化的仿真曲线示意图。

具体实施方式

[0021] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚, 下面将结合附图对本发明的技术方案进行清楚、完整地描述, 所描述的实施例是本发明一部分实施例, 而不是全部的实施例。

[0022] 图1为本发明实施例一种形变再入飞行器变形前指令力矩确定方法流程示意图,如图1所示,该方法包括如下七个步骤。

[0023] 步骤S101:获取飞行器形变后的最佳滚转角速度。飞行器形变后的最佳滚转角速度 P_{ω_r} 由地面技术人员在飞行器再入前,通过技术分析得到。飞行器采用最佳滚转角速度 P_{ω_r} 再入后,能够最大限度保持姿态稳定,克服大气多种因素的干扰,落点精度最高。获取飞行器形变后的最佳滚转角速度 P_{ω_r} 后,还需要将 P_{ω_r} 注入给飞行器,以备飞行器进行后续的姿态控制。

[0024] 步骤S102:估计飞行器形变前的转动惯量。飞行器形变前绕X轴的转动惯量 J_x 的计算公式为 $J_x = J_{xempty} + \frac{m - m_{empty}}{m_{full} - m_{empty}} (J_{xfull} - J_{xempty})$, J_{xempty} 为飞行器形变前空载绕X轴的转动惯量, J_{xfull} 为飞行器形变前满载绕X轴的转动惯量, m_{empty} 为飞行器空载状态下质量, m_{full} 为飞行器满载状态下质量, m 为飞行器当前质量。

[0025] 需要进行说明的是,飞行器的X轴方向为飞行器的前进方向,而飞行器再入过程中,姿态变化是绕X轴的滚转运动,因此仅计算X轴的转动惯量。

[0026] 步骤S103:确定飞行器形变前指令角速度。飞行器形变前绕X轴的指令角速度为 ω_{xr} 的计算公式为 $\omega_{xr} = \frac{J_{xopen}}{J_x} P_{\omega_r}$, J_{xopen} 为飞行器形变后绕X轴的转动惯量。

[0027] 需要进行说明的是,计算飞行器形变前指令角速度的方法是依据角动量守恒定律。

[0028] 步骤S104:计算飞行器误差姿态角。误差俯仰角 θ_e 、误差偏航角 ϕ_e 和误差滚转角

$$\theta_e = \theta_r - \theta$$

γ_e 的计算公式为 $\phi_e = \phi_r - \phi$, θ_r 为指令俯仰角, ϕ_r 为指令偏航角, γ_r 为指令滚转角, θ 为导

$$\gamma_e = \gamma_r - \gamma$$

航俯仰角, ϕ 为导航偏航角, γ 为导航滚转角。需要进行说明的是,导航姿态角为飞行器实际测量得到的姿态角,计算飞行器误差姿态角的目的在于得到飞行器形变前所需要的调姿角度。

[0029] 步骤S105:计算飞行器形变前调姿指令力矩。:飞行器形变前X、Y、Z三轴调姿指令

$$M_{x0} = K_{PIx} \cdot \left(\gamma_e + \int \gamma_e dt \right) + k_{dx} \cdot (\omega_x - \omega_{xr})$$

力矩 M_{x0} 、 M_{y0} 和 M_{z0} 的计算公式为 $M_{y0} = K_{PIy} \cdot \left(\phi_e + \int \phi_e dt \right) + k_{dy} \cdot \omega_y$, K_{PIx} 、 K_{PIy} 和 K_{PIz} 为X轴、

$$M_{z0} = K_{PIz} \cdot \left(\theta_e + \int \theta_e dt \right) + k_{dz} \cdot \omega_z$$

Y轴和Z轴的比例项和积分项系数, k_{dx} 、 k_{dy} 和 k_{dz} 为X轴、Y轴和Z轴的阻尼系数, ω_x 、 ω_y 和 ω_z 为导航得到的角速度在飞行器的X轴、Y轴和Z轴的分量。

[0030] 步骤S106:飞行器的姿控推力器进行姿态控制。飞行器姿控推力器在误差姿态角小于第一阈值时,停止工作。需要进行说明的是,飞行器进行姿态控制的目的在于使飞行器的姿态处于指令俯仰角 θ_r 、指令偏航角 ϕ_r 和指令滚转角 γ_r 附近,误差姿态角达到第一阈值以内,则姿控推力器停止工作。可选地,第一阈值设置为 0.5° 。

[0031] 步骤S107:计算飞行器启旋指令力矩。需要进行说明的是,飞行器形变前X、Y、Z三

轴调姿指令力矩 M_{x0} 、 M_{y0} 和 M_{z0} 中的 K_{PIx} 、 K_{PIy} 、 K_{PIz} 均为零后,得到飞行器启旋指令力矩 M_{x1} 、 M_{y1}

$$M_{x1} = k_{dx} \cdot (\omega_x - \omega_{xr})$$

和 M_{z1} 的计算公式为 $M_{y1} = k_{dy} \cdot \omega_y$ 。

$$M_{z1} = k_{dz} \cdot \omega_z$$

[0032] 下面结合实施例的仿真结果进行说明,假设某再入飞行器形变前后的转动惯量分别为: $J_x = 25\text{kg} \cdot \text{m}^2$, $J_{x\text{open}} = 100\text{kg} \cdot \text{m}^2$,为了确保再入过程姿态稳定,要求形变后的滚转角速度大于 $30^\circ/\text{s}$ 。形变前的指令姿态分别为 $\theta_r = -55.25^\circ$, $\phi_r = -162.1^\circ$, $\gamma_r = 64.68^\circ$ 。

[0033] 图2为本发明实施例形变再入飞行器姿态角变化的仿真曲线示意图,图3为本发明实施例形变再入飞行器角速度变化的仿真曲线示意图,图4为本发明实施例形变再入飞行器指令力矩变化的仿真曲线示意图。

[0034] 从图2、图3和图4中可知,0~46s为飞行器形变前调姿段,按照本实施例的S101到S106完成飞行器姿态调整;46s~50s为启旋阶段,按照本实施例的S107确定的指令力矩进行控制,将X轴角速度提升至 $121^\circ/\text{s}$;55s~66s为形变阶段,在形变过程中,随着转动惯量的逐渐增大,X轴的角速度逐渐下降,最终,角速度下降到 $31.7^\circ/\text{s}$,满足形变后滚转角速度大于 $30^\circ/\text{s}$ 的要求。

[0035] 最后应说明的是:以上所述实施例,仅为本发明的具体实施方式,用以说明本发明的技术方案,而非对其限制,本发明的保护范围并不局限于此,尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,其依然可以对前述实施例所记载的技术方案进行修改或可轻易想到变化,或者对其中部分技术特征进行等同替换;而这些修改、变化或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本发明实施例技术方案的精神和范围,都应涵盖在本发明的保护范围之内。因此,本发明的保护范围应所述以权利要求的保护范围为准。

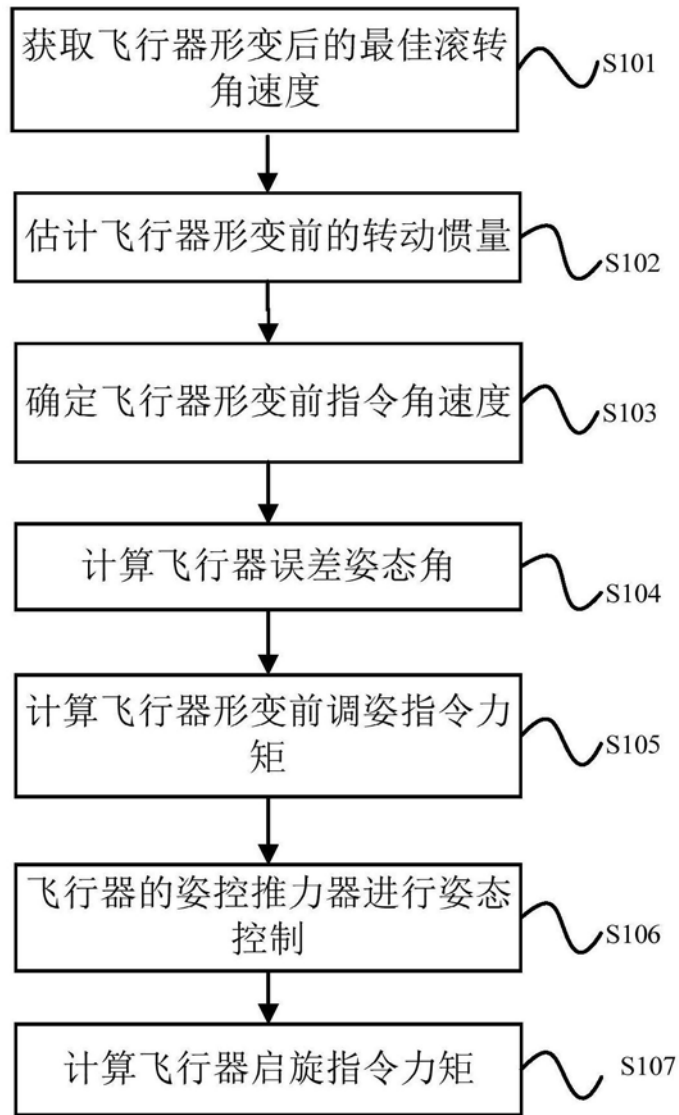


图1

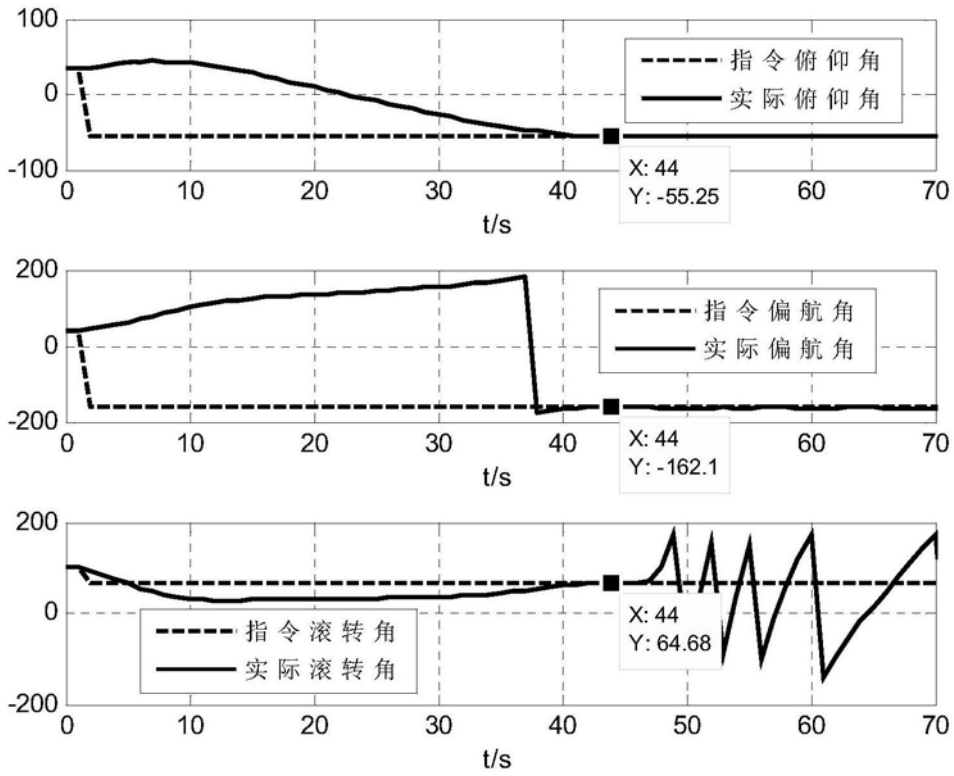


图2

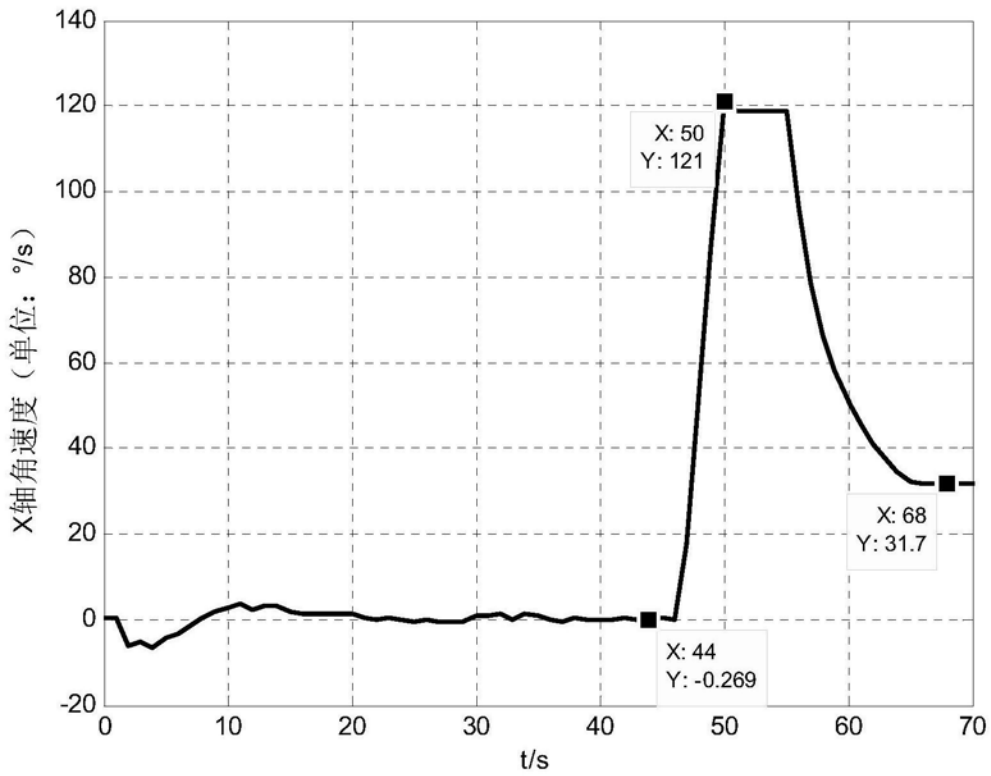


图3

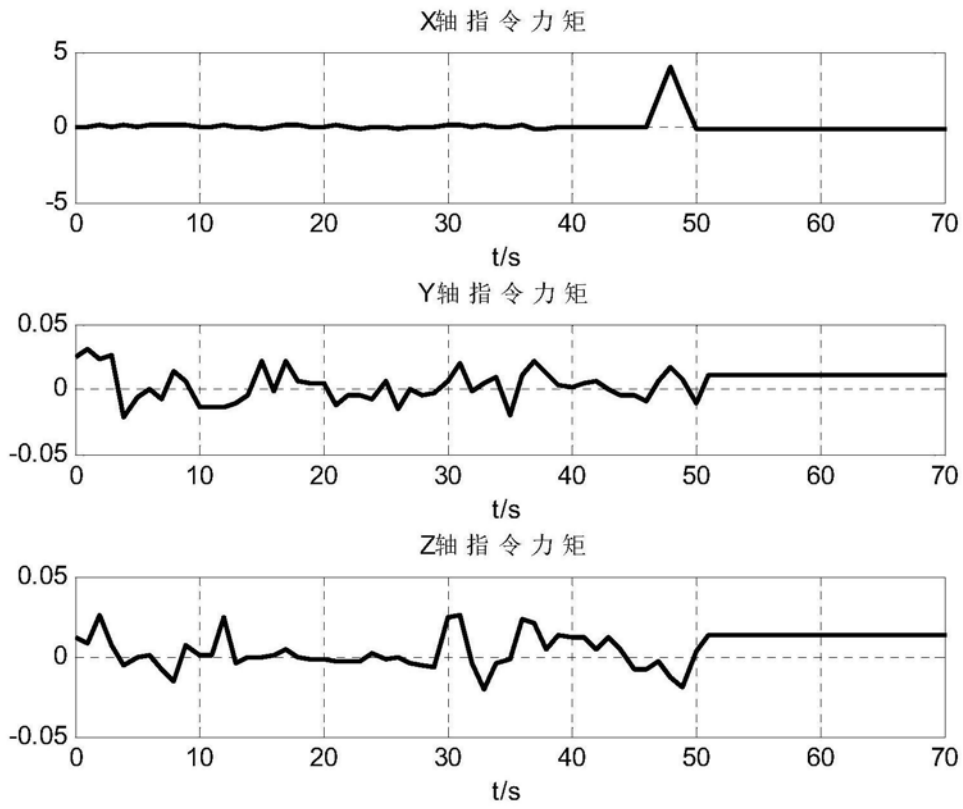


图4