



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107608213 A

(43)申请公布日 2018.01.19

(21)申请号 201710948125.0

(22)申请日 2017.10.12

(71)申请人 上海航天控制技术研究所

地址 200233 上海市徐汇区宜山路710号

(72)发明人 刘德庆 彭仁军 张子龙 吴敬玉

钟超 吴德安 郭思岩 张涛

高四宏

(74)专利代理机构 上海信好专利代理事务所

(普通合伙) 31249

代理人 朱成之

(51)Int.Cl.

G05B 13/04(2006.01)

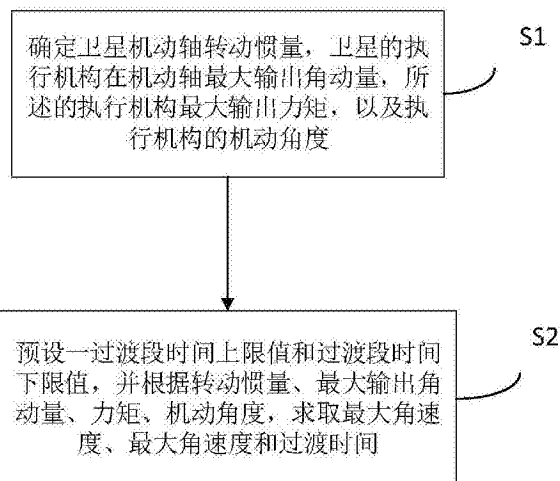
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

一种卫星姿态机动路径规划的参数设计方法

(57)摘要

本发明公开了一种卫星姿态机动路径规划的方法,包含:S1,确定卫星机动轴转动惯量 I_g ,卫星的执行机构在机动轴最大输出角动量 H_{max} ,所述的执行机构最大输出力矩 T_{max} ,以及执行机构的机动角度 ϕ ;S2,预设一过渡段时间上限值 τ_a 和过渡段时间下限值 τ_b ,并根据所述的 I_g 、 H_{max} 、 T_{max} 和 ϕ ,求取最大角速度 a 、最大角速度 ω_{max} 和过渡时间 τ 。



1. 一种卫星姿态机动路径规划的参数设计方法,其特征在于,包含:

S1,确定卫星机动轴转动惯量 I_g ,卫星的执行机构在机动轴最大输出角动量 H_{\max} ,所述的执行机构最大输出力矩 T_{\max} ,以及执行机构的机动角度 ϕ ;

S2,预设一过渡段时间上限值 τ_a 和过渡段时间下限值 τ_b ,并根据所述的 I_g 、 H_{\max} 、 T_{\max} 和 ϕ ,求取最大角速度 a 、最大角速度 ω_{\max} 和过渡时间 τ 。

2. 如权利要求1所述的卫星姿态机动路径规划的参数设计方法,其特征在于,所述的步骤S2具体为:

S2.1,计算最大角速度暂定值 a' 和最大角速度暂定值 ω_{\max}' :

$$a' = T_{\max}/I_g, \omega_{\max}' = H_{\max}/I_g;$$

S2.2,判断 ϕ 是否大于 $2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$,则执行步骤S2.3;若否,则执行步骤S2.4;

S2.3,若 $\phi > 2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$, $\tau_a \leq \frac{\omega_{\max}'}{a'}$,则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \omega_{\max}' = H_{\max}/I_g$, $\tau = \tau_a$;

若 $\phi > 2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$, $\tau_b \leq \frac{\omega_{\max}'}{a'} < \tau_a$,则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \omega_{\max}' = H_{\max}/I_g$, $\tau = \frac{\omega_{\max}'}{a}$;

若 $\phi > 2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$, $\frac{\omega_{\max}'}{a'} < \tau_b$,则 $a = \frac{\phi}{2\tau_b^2}$, $\omega_{\max} = \frac{\phi}{2\tau_b}$, $\tau = \tau_b$;

S2.4,若 $\phi \leq 2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$, $\tau_a < \sqrt{\phi/2a'}$,则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \frac{1}{2}\sqrt{a'^2\tau_a^2 + 4a\phi} - \frac{1}{2}a\tau_a$, $\tau = \tau_a$;

若 $\phi \leq 2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$, $\tau_b \leq \sqrt{\phi/2a'} \leq \tau_a$,则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \sqrt{a\phi/2}$, $\tau = \sqrt{\phi/2a}$;

若 $\phi \leq 2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$, $\sqrt{\phi/2a'} < \tau_b$,则 $a = \frac{\phi}{2\tau_b^2}$, $\omega_{\max} = \frac{\phi}{2\tau_b}$, $\tau = \tau_b$ 。

一种卫星姿态机动路径规划的参数设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及卫星姿态控制技术,特别涉及一种卫星姿态机动路径规划的参数设计方法。

背景技术

[0002] 卫星姿态机动的方法分为开环机动和闭环机动。开环机动对模型的确定性要求较高,一般只用于单轴机动;闭环机动可分为阶跃指令模式和路径规划模式,阶跃指令模式往往会有超调,路径规划模式则可以减小超调,且机动过程平缓可靠。最常规的机动路径是基于bang-bang控制的时间最优路径(简称BCB路径),但是跟踪BCB路径容易激起挠性附件大幅度振动,影响稳定时间。

[0003] 为此,不少学者进行了可抑制挠性振动的平滑路径规划方法研究,本人于2014年8月于《上海航天》发表文章《基于路径规划和输入成型的挠性航天器振动控制方法》中提出一种余弦过渡角加速度路径规划方法,但文中未对其参数设计方法进行详细描述。

发明内容

[0004] 本发明的目的是提供一种卫星姿态机动路径规划的参数设计方法,可以星上自主计算或者地面设计得到路径规划所需的参数,设计方法通用性强。

[0005] 为了实现以上目的,本发明是通过以下技术方案实现的:

[0006] 一种卫星姿态机动路径规划的参数设计方法,其特点是,包含:

[0007] S1,确定卫星机动轴转动惯量 I_g ,卫星的执行机构在机动轴最大输出角动量 H_{max} ,所述的执行机构最大输出力矩 T_{max} ,以及执行机构的机动角度 ϕ ;

[0008] S2,预设一过渡段时间上限值 τ_a 和过渡段时间下限值 τ_b ,并根据所述的 I_g 、 H_{max} 、 T_{max} 和 ϕ ,求取最大角速度 a 、最大角速度 ω_{max} 和过渡时间 τ 。

[0009] 所述的步骤S2具体为:

[0010] S2.1,计算最大角速度暂定值 a' 和最大角速度暂定值 ω_{max}' :

[0011] $a' = T_{max}/I_g$, $\omega_{max}' = H_{max}/I_g$;

[0012] S2.2,判断 ϕ 是否大于 $2\frac{\omega_{max}'^2}{a'}$,则执行步骤S2.3;若否,则执行步骤S2.4;

[0013] S2.3,若 $\phi > 2\frac{\omega_{max}'^2}{a'}$, $\tau_a \leq \frac{\omega_{max}'}{a'}$,则 $a = a' = T_{max}/I_g$, $\omega_{max} = \omega_{max}' = H_{max}/I_g$, $\tau = \tau_a$;

[0014] 若 $\phi > 2\frac{\omega_{max}'^2}{a'}$, $\tau_b \leq \frac{\omega_{max}'}{a'} < \tau_a$,则 $a = a' = T_{max}/I_g$, $\omega_{max} = \omega_{max}' = H_{max}/I_g$,

$\tau = \frac{\omega_{max}'}{a}$;

[0015] 若 $\phi > 2\frac{\omega_{max}'^2}{a'}$, $\frac{\omega_{max}'}{a'} < \tau_b$,则 $a = \frac{\phi}{2\tau_b^2}$, $\omega_{max} = \frac{\phi}{2\tau_b}$, $\tau = \tau_b$;

[0016] S2.4, 若 $\phi \leq 2 \frac{\omega_{\max}^2}{a'}$, $\tau_a < \sqrt{\phi/2a'}$, 则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{a^2 \tau_a^2 + 4a\phi} - \frac{1}{2} a \tau_a$, $\tau = \tau_a$;

[0017] 若 $\phi \leq 2 \frac{\omega_{\max}^2}{a'}$, $\tau_b \leq \sqrt{\phi/2a'} \leq \tau_a$, 则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \sqrt{a\phi/2}$, $\tau = \sqrt{\phi/2a}$;

[0018] 若 $\phi \leq 2 \frac{\omega_{\max}^2}{a'}$, $\sqrt{\phi/2a'} < \tau_b$, 则 $a = \frac{\phi}{2\tau_b^2}$, $\omega_{\max} = \frac{\phi}{2\tau_b}$, $\tau = \tau_b$ 。

[0019] 本发明与现有技术相比, 具有以下优点:

[0020] 本发明可以星上自主计算或者地面设计得到路径规划所需的参数, 设计方法通用性强。

附图说明

[0021] 图1为本发明一种卫星姿态机动路径规划的参数设计方法的流程图;

[0022] 图2为本发明中余弦过渡角加速度示意图;

[0023] 图3为本发明中采用余弦过渡角加速度路径规划的示意图;

[0024] 图4为路径规划参数星上自主计算流程图。

具体实施方式

[0025] 以下结合附图, 通过详细说明一个较佳的具体实施例, 对本发明做进一步阐述。

[0026] 由于规划路径是绕相对姿态四元数欧拉轴转动, 可以进行一维空间中的路径规划, 定义欧拉轴 \vec{l} 的正方向为正。

[0027] 为了抑制机动中太阳能电池阵的振动, 采用一种余弦过渡角加速度路径规划方法, 其角加速度示意图如图1所示。

[0028] 图1中, τ 为余弦过渡时间长度; T 为恒值加速度时间长度; t_y 为匀速时间长度。所设计的加速度路径有四个余弦过渡段, 每个过渡段采用偏置的半个周期余弦函数过渡, 余弦函数周期为 2τ , 幅值为 $a/2$, 并按图所示偏置 $a/2$, 例如第一段过渡余弦曲线为 $\frac{a}{2} \left[1 - \cos\left(\frac{\pi}{\tau} t\right) \right]$ 。由于过渡段的初始时刻和终端时刻角加速度微分为0, 增强了对挠性附件振动的抑制。

[0029] 图2为规划路径示意图, 图中 \dot{a}_u 为规划的角加加速度, 为4段半个周期的正弦函数 $\frac{a\pi}{2\tau} \sin\left(\frac{\pi}{\tau} t\right)$ 组成; a_u 为规划的角加速度, ω_u 为规划的角速度, φ_u 为规划的理想星体姿态相对目标姿态的旋转角。

[0030] 考虑加速段有

$$[0031] \int_0^{T+2\tau} a_u dt = \omega_y \Rightarrow T = \omega_{\max}/a - \tau$$

[0032] 其中 ω_{\max} 为角速度路径匀速段的角速度大小; a 为角加速度路径恒值角加速度大小。

[0033] 考虑匀速段有

$$[0034] \quad \phi - 2 \int_0^{T+2\tau} dv \int_0^v a_u dt = \omega_{\max} \cdot t_y \Rightarrow t_y = \frac{\phi - \omega_{\max} (T + 2\tau)}{\omega_{\max}}$$

[0035] 其中 ϕ 为相对目标姿态的初始姿态四元数欧拉转角, $0 < \phi \leq 180^\circ$ 。左右侧视机动: $\phi = 66/57.3$; 其它机动: $\phi = 2 \arccos(q_{a_old2a_new4})$ 。

[0036] 总的规划时间为

$$[0037] \quad t_g = 2T + 4\tau + t_y = \frac{\phi}{\omega_{\max}} + \frac{\omega_{\max}}{a} + \tau$$

[0038] 路径规划参数包括 a 、 ω_{\max} 、 τ , 其参数设计过程如下:

[0039] a 的选取需要考虑控制力矩陀螺群力矩输出能力, 限制机动过程控制力矩陀螺群最大输出力矩为 T_{\max} , $a = T_{\max}/I_g$, I_g 欧拉转轴方向的转动惯量, 左右侧视机动时 $I_g = I_x$ 。

[0040] ω_{\max} 的选取需要考虑控制力矩陀螺群角动量输出能力, 先选取机动过程中最大角动量 H_{\max} , $\omega_{\max} = H_{\max}/I_g$ 。

[0041] 对 T 和 t_y 的计算公式做下列推导:

$$[0042] \quad \begin{cases} T = \omega_{\max}/a - \tau \\ t_y = \frac{\phi - \omega_{\max} (T + 2\tau)}{\omega_{\max}} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} t_y + \tau = \frac{\phi}{\omega_{\max}} - \frac{\omega_{\max}}{a} \geq 0 \Rightarrow \omega_{\max} \leq \sqrt{a\phi} \\ T = \omega_{\max}/a - \tau \geq 0 \Rightarrow \tau \leq \frac{\omega_{\max}}{a} \\ t_y = \frac{\phi}{\omega_{\max}} - \frac{\omega_{\max}}{a} - \tau \geq 0 \Rightarrow \tau \leq \frac{\phi}{\omega_{\max}} - \frac{\omega_{\max}}{a} \end{cases}$$

[0043] 所以, ω_{\max} 选取的参数需要满足 $\omega_{\max} \leq \sqrt{a\phi}$, 当 $\omega_{\max} = \sqrt{a\phi}$ 时, 规划路径不需要经过匀加速段和过渡段, 直接以最大力矩加速, 再以最大力矩减速完成规划。

[0044] τ 的值需要满足 $\tau \leq \min\left\{\frac{\omega_{\max}}{a}, \frac{\phi}{\omega_{\max}} - \frac{\omega_{\max}}{a}\right\}$, 因为当 $\tau = \frac{\omega_{\max}}{a}$ 时, 规划路径不需要经过恒值加速段, 过渡段1后直接进入过渡段2, 角加加速度成一个周期的正弦函数。当 $\tau = \frac{\phi}{\omega_{\max}} - \frac{\omega_{\max}}{a}$ 时, 规划路径不需要经过匀加速段。

[0045] 若 $\phi \leq \frac{\omega_{\max}^2}{a}$, 则重置 $\omega_{\max} = \gamma \sqrt{a\phi}$ ($0 < \gamma \leq \frac{\sqrt{2}}{2}$), 并先假不需要恒定加速段 (后面会考虑不做此假设的处理), 置 $\tau = \frac{\omega_{\max}}{a} = \gamma \sqrt{\frac{\phi}{a}}$, 这样恒值加速度段时间为 $T=0$, 匀加速段时间为

$$t_y = \frac{1-2\gamma^2}{\gamma} \sqrt{\frac{\phi}{a}} \text{。这样, 总的规划时间为 } t_g = 2T + 4\tau + t_y = (2\gamma + \frac{1}{\gamma}) \sqrt{\frac{\phi}{a}} \text{。}$$

[0046] γ 的求取属于一个优化问题, 在 $\gamma \in (0, \frac{\sqrt{2}}{2}]$ 内, 使得 τ 最大, t_g 最小。显然 $\gamma = \frac{\sqrt{2}}{2}$ 为最优解。

[0047] 故取 $\gamma = \frac{\sqrt{2}}{2}$, 那么当机动角度 $\phi \leq \frac{\omega_{\max}^2}{a}$ 时, 重置 $\omega_{\max} = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{a\phi}$, 并置 $\tau = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{\frac{\phi}{a}}$,

这样就没有了恒值加速度段和匀速段,规划路径由四段过渡段组成。

[0048] 若 $\frac{\omega_{\max}^2}{a} < \phi \leq 2\frac{\omega_{\max}^2}{a}$, 则需要进一步选取 τ 的值, 由于 τ 的值需要满足

$\tau \leq \min\left\{\frac{\omega_{\max}}{a}, \frac{\phi}{\omega_{\max}} - \frac{\omega_{\max}}{a}\right\}$, 受第二项的限制, 其值会比较小, 所以同样需要调整 ω_{\max} 的值为

$$\omega_{\max} = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{a\phi}, \text{ 并置 } \tau = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{\frac{\phi}{a}}.$$

[0049] 如果考虑执行机构力矩输出能力较小, 而提供的角动量能提供较高的卫星转速, 则根据以上求得的过渡时间 τ 可能过大, 从而延长了规划时间, 可以对过渡时间 τ 最长时间进行限制。

[0050] 若 $\tau > \tau_a$, 则置 $\tau = \tau_a$, 根据 $t_y = 0$, 可以求得 $\omega_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{a^2 \tau_a^2 + 4a\phi} - \frac{1}{2} a \tau_a$ 。

[0051] 若 $\phi > 2\frac{\omega_{\max}^2}{a}$, 则需要进一步选取 τ 的值, 可以先选取 $\tau = \tau_a$ (缺省 $\tau_a = 15$), 再判断是

否满足 $\tau \leq \min\left\{\frac{\omega_{\max}}{a}, \frac{\phi}{\omega_{\max}} - \frac{\omega_{\max}}{a}\right\}$, 因为 $\frac{\omega_{\max}}{a} < \frac{\phi}{\omega_{\max}} - \frac{\omega_{\max}}{a}$, 故只需要满足 $\tau \leq \frac{\omega_{\max}}{a}$ 。若 $\tau > \frac{\omega_{\max}}{a}$,

则重置 $\tau = \frac{\omega_{\max}}{a}$ 。恒值加速度段时间为 $T = \frac{\omega_{\max}}{a} - \tau$, 匀速段时间为 $t_y = \frac{\phi}{\omega_{\max}} - \frac{\omega_{\max}}{a} - \tau$ 。

[0052] 为了实现在小角度机动时仍然有一定的过渡段时间, 在角度较小时置 $\tau = \tau_b$ (缺省 $\tau_b = 7$)。

[0053] 因此, 如图1、4所示, 一种卫星姿态机动路径规划的参数设计方法包含:

[0054] 包含:

[0055] S1, 确定卫星机动轴转动惯量 I_g , 卫星的执行机构在机动轴最大输出角动量 H_{\max} , 所述的执行机构最大输出力矩 T_{\max} , 以及执行机构的机动角度 ϕ ;

[0056] S2, 预设一过渡段时间上限值 τ_a 和过渡段时间下限值 τ_b , 并根据所述的 I_g 、 H_{\max} 、 T_{\max} 和 ϕ , 求取最大角速度 a 、最大角速度 ω_{\max} 和过渡时间 τ 。

[0057] 上述的步骤S2具体为:

[0058] S2.1, 计算最大角速度暂定值 a' 和最大角速度暂定值 ω_{\max}' :

[0059] $a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max}' = H_{\max}/I_g$;

[0060] S2.2, 判断 ϕ 是否大于 $2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$, 则执行步骤S2.3; 若否, 则执行步骤S2.4;

[0061] S2.3, 若 $\phi > 2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$, $\tau_a \leq \frac{\omega_{\max}'}{a'}$, 则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \omega_{\max}' = H_{\max}/I_g$, $\tau = \tau_a$;

[0062] 若 $\phi > 2\frac{\omega_{\max}'^2}{a'}$, $\tau_b \leq \frac{\omega_{\max}'}{a'} < \tau_a$, 则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \omega_{\max}' = H_{\max}/I_g$,

$\tau = \frac{\omega_{\max}'}{a}$;

[0063] 若 $\phi > 2 \frac{\omega_{\max}^2}{a'}$, $\frac{\omega_{\max}}{a'} < \tau_b$, 则 $a = \frac{\phi}{2\tau_b^2}$, $\omega_{\max} = \frac{\phi}{2\tau_b}$, $\tau = \tau_b$;

[0064] S2.4, 若 $\phi \leq 2 \frac{\omega_{\max}^2}{a'}$, $\tau_a < \sqrt{\phi/2a'}$, 则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{a^2 \tau_a^2 + 4a\phi} - \frac{1}{2} a \tau_a$,
 $\tau = \tau_a$;

[0065] 若 $\phi \leq 2 \frac{\omega_{\max}^2}{a'}$, $\tau_b \leq \sqrt{\phi/2a'} \leq \tau_a$, 则 $a = a' = T_{\max}/I_g$, $\omega_{\max} = \sqrt{a\phi/2}$, $\tau = \sqrt{\phi/2a}$;

[0066] 若 $\phi \leq 2 \frac{\omega_{\max}^2}{a'}$, $\sqrt{\phi/2a'} < \tau_b$, 则 $a = \frac{\phi}{2\tau_b^2}$, $\omega_{\max} = \frac{\phi}{2\tau_b}$, $\tau = \tau_b$ 。

[0067] 综上所述, 本发明一种卫星姿态机动路径规划的参数设计方法, 可以星上自主计算或者地面设计得到路径规划所需的参数, 设计方法通用性强。

[0068] 尽管本发明的内容已经通过上述优选实施例作了详细介绍, 但应当认识到上述的描述不应被认为是对本发明的限制。在本领域技术人员阅读了上述内容后, 对于本发明的多种修改和替代都将是显而易见的。因此, 本发明的保护范围应由所附的权利要求来限定。

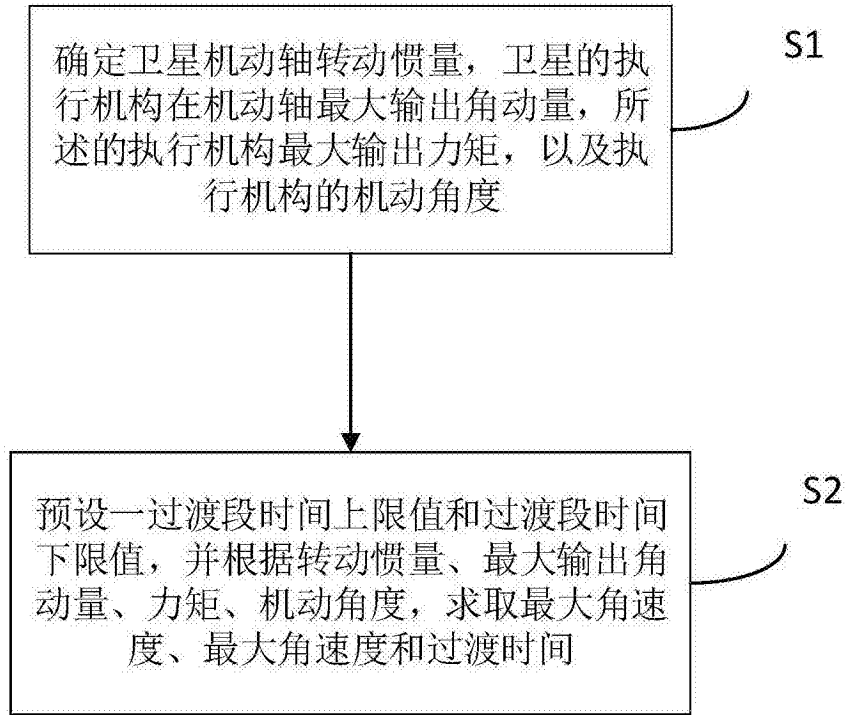


图1

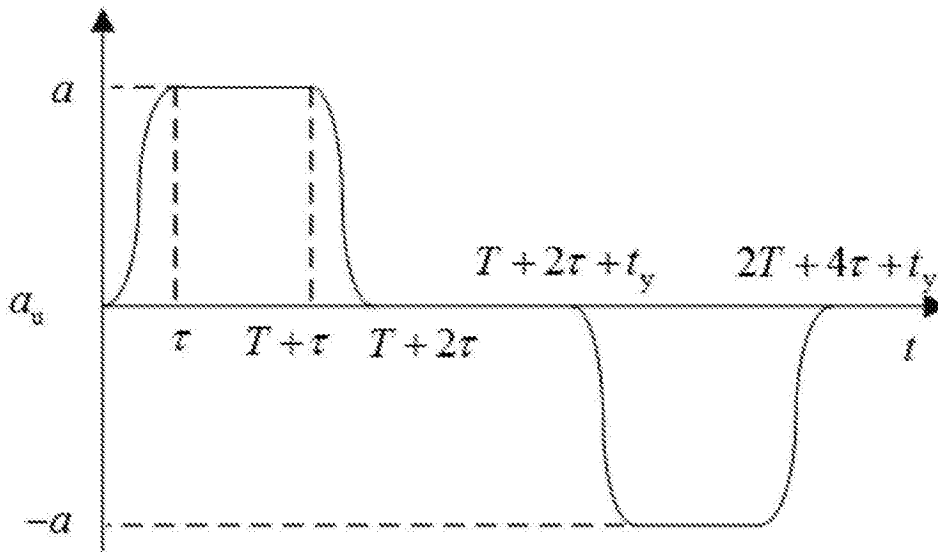


图2

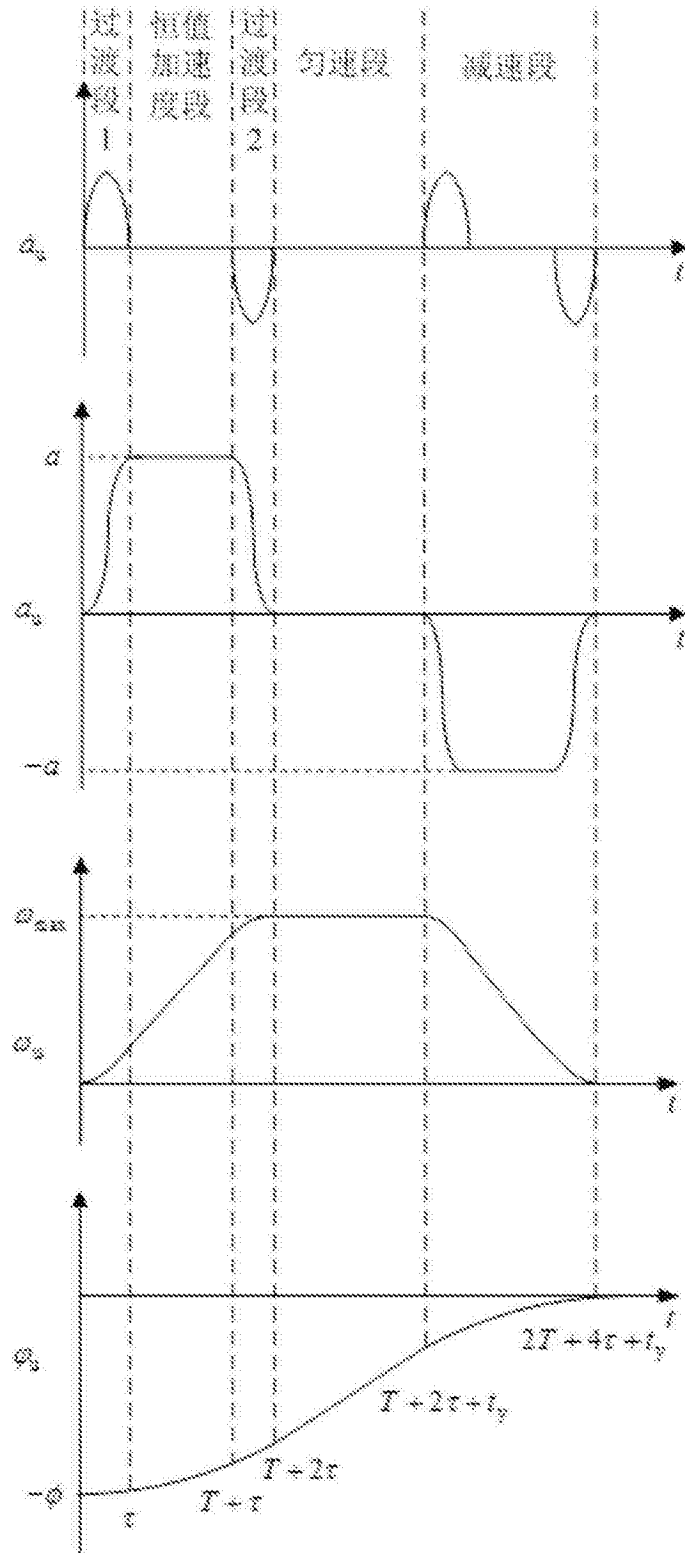


图3

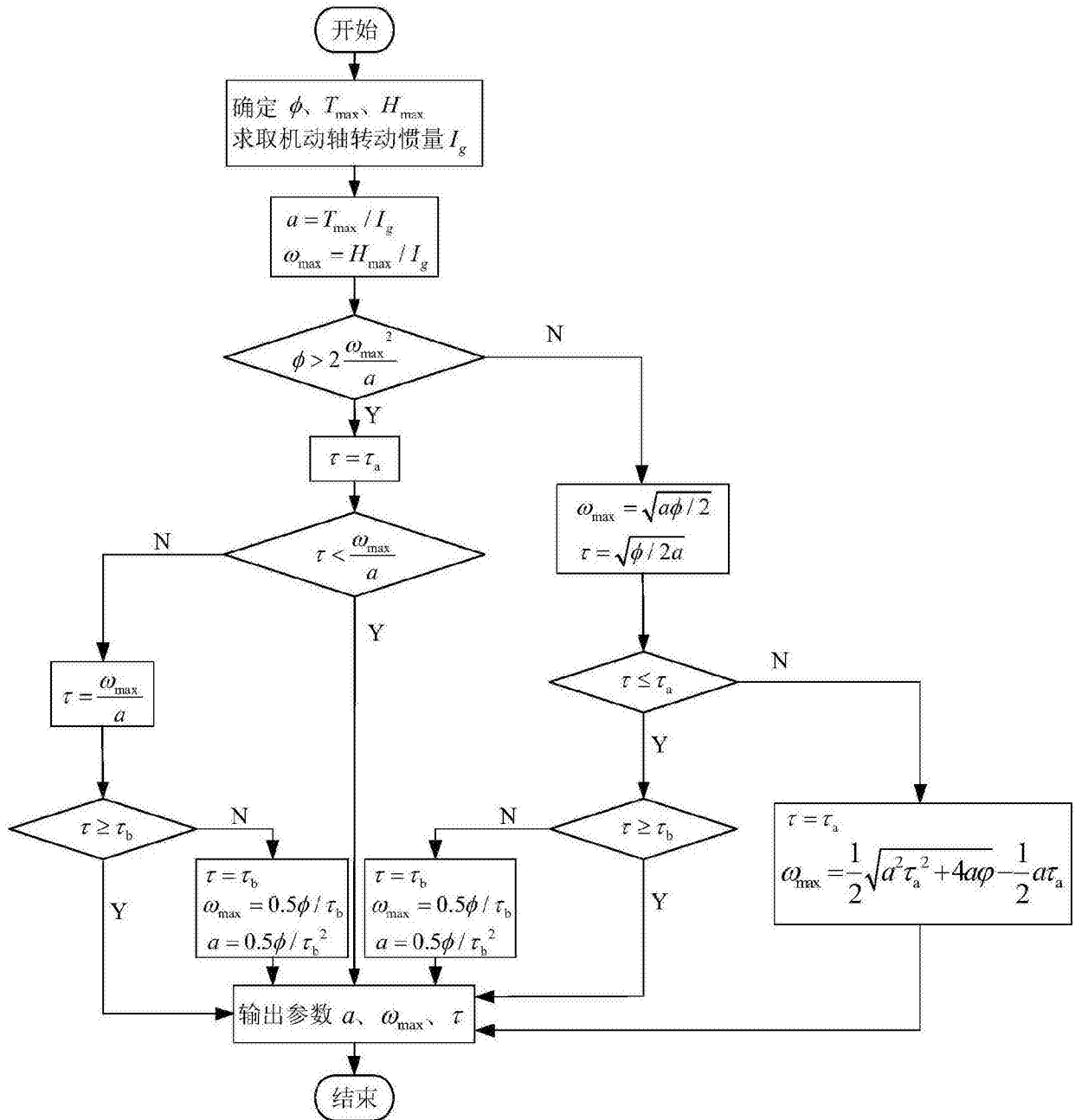


图4