



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103662096 A

(43) 申请公布日 2014. 03. 26

(21) 申请号 201310685323. 4

(22) 申请日 2013. 12. 13

(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 张洪华 黄翔宇 李骥 关轶峰

梁俊 程铭 赵宇 于萍 何健

王大轶 张晓文

(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.

B64G 1/34(2006. 01)

B64G 1/36(2006. 01)

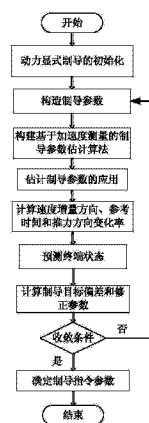
权利要求书2页 说明书7页 附图1页

(54) 发明名称

一种自适应动力显式制导方法

(57) 摘要

一种自适应动力显式制导方法,步骤为:动力显式制导的初始化;构造与质量、推力和比冲相关的制导参数;构建基于加速度测量的制导参数估计算法;估计制导参数的应用;计算速度增量方向、参考时间和推力方向变化率;预测终端状态;计算制导目标偏差和修正参数,对每一个控制周期重复前述步骤,直到满足收敛条件就完成了制导指令的计算;没有满足收敛条件情况下,制导指令继承上次收敛值或初始值。本发明改进了 PEG 制导结构,提高了制导律对质量、推力和比冲等不确定性的适应性和鲁棒性,同时提高了探测器动力过程的速度和高度控制精度,满足了探测器对终端目标高精度控制的要求。



1. 一种自适应动力显式制导方法,其特征在于实现步骤如下:

(1) 动力显式制导的初始化

利用探测器质量、位置和速度以及主发动机比冲、推力参数,确定制导时间、制导目标位置和速度初值,计算启动动力显式制导的制导目标位置和速度、天体引力引起的位置变化量的初值;

(2) 构造与质量、推力和比冲相关的制导参数

利用动力飞行初始时刻、初始质量、主发动机推力与比冲以及当前时刻的质量,构造制导参数,选取系统状态和观测量,使观测量与系统状态之间是线性关系,简化了在轨估计算法;

(3) 构建基于加速度测量的制导参数估计算法

根据步骤(2)构造的观测量与系统状态,利用加速度测量的估计制导参数,若加速度计测量数据有效,则引入新的数据用递推最小二乘更新参数估计;否则,不进行制导参数的更新;

(4) 估计制导参数的应用

动力飞行初始一段时间后,才将收敛后的制导参数 τ_g 引入制导算法;在初始那段时间内,采用在轨估计的质量和已有的主发动机比冲和推力参数计算制导参数 τ_g ,保证制导指令的稳定性;

(5) 计算速度增量方向、参考时间和推力方向变化率

利用制导参数 τ_g 和需要的速度增量以及发动机比冲计算剩余制导时间,进而计算常推力积分参数,再预测重力引起的位移和推力产生的位移,根据这些参数,确定了需要的速度增量方向、参考时间和推力方向变化率;

(6) 预测终端状态

首先利用步骤(5)得到的参数计算制导时间内推力引起的速度和位置变化量,确定重力积分的初值;然后利用多项式拟合方式计算制导时间内重力引起速度和位置变化量,确定预测的终端状态;

(7) 计算制导目标偏差和修正参数

确定制导目标状态,与步骤(6)预测的终端状态比较,计算出制导目标偏差,利用修正系数对速度增量进行修正;

(8) 对每一个控制周期重复(1)~(7)的步骤,直到满足收敛条件即目标偏差和推力方向变化率小于设定值,就完成了制导指令的计算;没有满足收敛条件下,制导指令继承上次收敛值或初始值。

2. 根据权利要求1所述的一种自适应动力显式制导方法,其特征在于:所述步骤(2)构造制导参数是 $\tau_0 = \frac{m_0 I_{sp}}{F}$, m_0 为探测器初始质量、 F 和 I_{sp} 分别为发动机推力大小和比冲。

3. 根据权利要求1所述的一种自适应动力显式制导方法,其特征在于:所述步骤(2)选取系统状态和观测量分别是 $X = [\tau_0 / I_{sp} - 1 / I_{sp}]^T$ 和 $z_k = 1 / a_k$, a_k 为当前时刻 t_k 的加速度测量, I_{sp} 为发动机比冲。

4. 根据权利要求1所述的一种自适应动力显式制导方法,其特征在于:所述步骤(3)构建基于加速度测量的制导参数估计算法具体实现如下:

(1)令 $X = [\tau_0/I_{sp} - 1/I_{sp}]^T$, $h_k = [1 \quad t_k - t_0]$, $z_k = 1/a_k$, 用递推最小二乘估计算法求出参数 X , 其中, t_0 为动力显式制导开始时刻; 若加速度计测量数据有效, 则引入新的数据用递推最小二乘更新参数估计 X ; 否则, 不进行制导参数的更新; a_k 为当前时刻 t_k 的加速度测量, I_{sp} 为发动机比冲;

(2)根据 X 的估计值 $\hat{X}$ 计算制导参数 τ_0 和 I_{sp} , $\tau_0 = -\frac{\hat{X}_1}{\hat{X}_2}$, $I_{sp} = -\frac{1}{\hat{X}_2}$, $\hat{X}_1$ 、 $\hat{X}_2$ 分别为 $\hat{X}$ 的第一个分量和第二个分量; 计算当前制导参数 $\tau_G = \tau_0 + t_0 - t_k$ 。

5. 根据权利要求1所述的一种自适应动力显式制导方法, 其特征在于: 所述步骤(5)中预测重力引起的位移和速度增量, 采用了多项式拟合方式计算制导时间内重力引起位移和速度量。

一种自适应动力显式制导方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种自适应动力下降制导方法,主要应用于深空着陆和上升探测器,属于航天器制导、导航与控制技术领域。可应用于月球以及火星、小行星等深空天体探测任务,具有广泛的应用价值和市场前景。

背景技术

[0002] 天体软着陆和上升探测器动力制导方法是着陆探测器 GNC (制导、导航与控制) 方案设计的重要方面。PEG(Powered Explicit Guidance,动力显式制导)制导是美国针对航天飞机上升过程提出的制导方案,其优势为:在航天器主发动机常推力的约束下,以推进剂消耗接近最小的条件,实现了制导轨道高速和三维速度的控制。文章 Space Shuttle Ascent Guidance, Navigation, and Control (The Journal of the Astronautical Science, Vol. XXVII, No. 1, pp1-38, January-March, 1979) 给出了对 PEG 制导的详细描述。航天飞机上升过程是一个距离地面越来越高的过程,其上升过程对精度的要求不如着陆探测器动力下降过程严格,因此,其没有考虑存在的质量、推力和比冲不确定性的影响,仍能够满足航天飞机上升过程对速度和高度控制精度的要求。

[0003] 考虑到着陆探测器动力下降过程对速度和高度控制精度要求更高,上升探测器也对终端控制精度要求越来越高,要求动力制导方法能够适应质量、推力和比冲不确定性的影响,已有的 PEG 制导还无法实现这些功能。针对着陆探测器以及终端要求精度较高的上升探测器的动力过程的特殊需求,本发明提出了智能在线估计与质量、推力和比冲相关制导参数的方法,改进了 PEG 制导结构,提高了制导律对质量、推力和比冲等不确定性的适应性和鲁棒性,同时提高了探测器动力过程的速度和高度控制精度,满足了探测器对终端目标高精度控制的要求。

发明内容

[0004] 本发明技术解决问题:针对着陆探测器以及终端要求精度较高的上升探测器的动力过程的特殊需求,本发明提出了智能在线估计与质量、推力和比冲相关制导参数的方法,改进了 PEG 制导结构,提高了制导律对质量、推力和比冲等不确定性的适应性和鲁棒性,同时提高了探测器动力过程的速度和高度控制精度,满足了探测器对终端目标高精度控制的要求。

[0005] 本发明技术解决方案:一种自适应动力显式制导方法,实现步骤如下:

[0006] 一种自适应动力显式制导方法,其特征在于实现步骤如下:

[0007] (1) 动力显式制导的初始化

[0008] 利用探测器质量、位置和速度以及主发动机比冲、推力参数,确定制导时间、制导目标位置和速度初值,计算启动动力显式制导的制导目标位置和速度、天体引力引起的位置变化量的初值;

[0009] (2) 构造与质量、推力和比冲相关的制导参数

[0010] 利用动力飞行初始时刻、初始质量、主发动机推力与比冲以及当前时刻的质量,构造制导参数,选取系统状态和观测量,使观测量与系统状态之间是线性关系,简化了在轨估计算法;

[0011] (3) 构建基于加速度测量的制导参数估计算法

[0012] 根据步骤(2)构造的观测量与系统状态,利用加速度测量的估计制导参数,若加速度计测量数据有效,则引入新的数据用递推最小二乘更新参数估计;否则,不进行制导参数的更新;

[0013] (4) 估计制导参数的应用

[0014] 动力飞行初始一段时间(如动力飞行 50 秒)后,才将收敛后的制导参数 τ_G 引入制导算法;在初始那段时间内,采用在轨估计的质量和已有的主发动机比冲和推力参数计算制导参数 τ_G ,保证制导指令的稳定性;

[0015] (5) 计算速度增量方向、参考时间和推力方向变化率

[0016] 利用制导参数 τ_G 和需要的速度增量以及发动机比冲计算剩余制导时间,进而计算常推力积分参数,再预测重力引起的位移和推力产生的位移,根据这些参数,确定了需要的速度增量方向、参考时间和推力方向变化率;

[0017] (6) 预测终端状态

[0018] 首先利用步骤(5)得到的参数计算制导时间内推力引起的速度和位置变化量,确定重力积分的初值;然后利用多项式拟合方式计算制导时间内重力引起速度和位置变化量,确定预测的终端状态;

[0019] (7) 计算制导目标偏差和修正参数

[0020] 确定制导目标状态,与步骤(6)预测的终端状态比较,计算出制导目标偏差,利用修正系数对速度增量进行修正;

[0021] (8) 对每一个控制周期重复(1)~(7)的步骤,直到满足收敛条件即目标偏差和推力方向变化率小于设定值,就完成了制导指令的计算;没有满足收敛条件情况下,制导指令继承上次收敛值或初始值。

[0022] 所述步骤(2)构造制导参数是 $\tau_0 = \frac{m_0 I_{sp}}{F}$, m_0 为探测器初始质量、 F 和 I_{sp} 分别为发动机推力大小和比冲。

[0023] 所述步骤(2)选取系统状态和观测量分别是 $X = [\tau_0 / I_{sp} - 1 / I_{sp}]^T$ 和 $z_k = 1 / a_k$, a_k 为当前时刻 t_k 的加速度测量, I_{sp} 为发动机比冲。

[0024] 所述步骤(3)构建基于加速度测量的制导参数估计算法具体实现如下:

[0025] (1) 令 $X = [\tau_0 / I_{sp} - 1 / I_{sp}]^T$, $h_k = [1 \ t_k - t_0]$, $z_k = 1 / a_k$, 用递推最小二乘估计算法求出参数 X , 其中, t_0 为动力显式制导开始时刻;若加速度计测量数据有效,则引入新的数据用递推最小二乘更新参数估计 X ;否则,不进行制导参数的更新; a_k 为当前时刻 t_k 的加速度测量, I_{sp} 为发动机比冲;

[0026] (2) 根据 X 的估计值 $\hat{X}$ 计算制导参数 τ_0 和 I_{sp} , $\tau_0 = -\frac{\hat{X}_1}{\hat{X}_2}$, $I_{sp} = -\frac{1}{\hat{X}_2}$, $\hat{X}_1$ 、 $\hat{X}_2$

分别为 $\hat{X}$ 的第一个分量和第二个分量;计算当前制导参数 $\tau_G = \tau_0 + t_0 - t_k$ 。

[0027] 所述步骤(5)中预测重力引起的位移和速度增量,采用了多项式拟合方式计算制导时间内重力引起位移和速度量。

[0028] 本发明与现有技术相比的优点在于:

[0029] (1)构建了基于加速度测量的制导参数估计算法,改进 PEG 制导结构,修正 PEG 相关积分与预测算法,提高了制导律对质量、推力和比冲等不确定性的适应性和鲁棒性,同时提高了动力飞行过程的速度和高度控制精度;

[0030] (2)本发明构造了与质量、推力和比冲相关的 PEG 制导参数,简化了在轨估计算法;

[0031] (3)本发明改进 PEG 制导算法结构,转换迭代计算为按控制周期分别计算,避免了一个控制周期内制导计算时间过长的问题;多项式计算替换数值积分运算,减小了制导算得计算量。

附图说明

[0032] 图 1 为本发明的实现流程图。

具体实施方式

[0033] 如图 1 所示,本发明具体实现如下:

[0034] 第一步,进行动力显式制导的初始化

[0035] 利用位置和速度以及主发动机比冲 I_{sp} 、推力 F 等参数,确定、制导目标位置和速度初值,计算启动动力显式制导的其它参数的初值。

[0036] (1)基于初步速度增量 $\bar{v}_{go}$ 、当前探测器质量 m 、常推力大小 F 及发动机比冲 I_{sp} ,估计制导时间

$$[0037] \quad t_{go} = \tau \left(1 - e^{-|\bar{v}_{go}|/I_{sp}} \right) \quad (1)$$

[0038] 其中, $\bar{v}_{go} = -\bar{v}$, $\bar{v}$ 为探测器速度,定义参数 $\tau = \frac{mI_{sp}}{F}$ 。

[0039] (2)确定初步的积分参数和制导参数

$$[0040] \quad \begin{aligned} L &= |\bar{v}_{go}| \\ \bar{\lambda}_v &= \frac{\bar{v}_{go}}{|\bar{v}_{go}|} \\ S &= L(t_{go} - \tau) + I_{sp} t_{go} \end{aligned} \quad (2)$$

[0041] 其中, L 、 S 为积分参数, $\bar{\lambda}_v$ 为参考速度增量方向。

[0042] 公式中所有符号要给出含义,仔细校对一下。

[0043] (3)根据估计的制导时间和初步的积分参数确定航程 $S_{downrange}$,进而估计目标位置矢量 $\bar{r}_d$ 和速度矢量 $\bar{v}_d$

$$\begin{aligned}
S_{downrange} &= Lt_{go} - S \\
\alpha &= S_{downrange} / r_M \\
q_r &= [-\sin(\alpha/2) \cdot \bar{\omega}_{orbit}^T \quad \cos(\alpha/2)]^T \\
[0044] \quad \bar{r}_d &= Aq(q_r) \cdot \frac{\bar{r}}{\|\bar{r}\|} \cdot (h_{If} + r_M) \\
\bar{i}_x &= \bar{r}_d / \|\bar{r}_d\|; \bar{i}_y = -\bar{\omega}_{orbit} \\
\bar{i}_z &= \bar{i}_x \times \bar{i}_y; \bar{i}_z = \bar{i}_z / \|\bar{i}_z\| \\
\bar{v}_d &= v_{dx} \bar{i}_x + v_{dy} \bar{i}_y + v_{dz} \bar{i}_z
\end{aligned} \tag{3}$$

[0045] 式中, α 为航程 $S_{downrange}$ 对应的天体中心角, $\bar{\omega}_{orbit}$ 表示轨道法线方向, q_r 表示四元素, $Aq(q_r)$ 表示四元素对应的转移矩阵, r_M 为天体参考半径, $\bar{r}$ 为探测器位置矢量, h_{If} 、 v_{dx} 、 v_{dy} 、 v_{dz} 分别为制导终端目标高度、目标速度(上、右、前), $\bar{i}_x$ 、 $\bar{i}_y$ 和 $\bar{i}_z$ 为目标参考系三个轴对应的矢量。

[0046] (4) 根据估计的制导时间和初步的积分参数, 估计天体引力引起的位置变化量 $\bar{r}_{grav}$ 。

$$\begin{aligned}
\bar{v}_{thrust} &= L\bar{\lambda}_v; \bar{r}_{thrust} = S\bar{\lambda}_v \\
\bar{r}_c(0) &= \bar{r} - \frac{1}{10}\bar{r}_{thrust} - \frac{1}{30}\bar{v}_{thrust}t_{go} \\
\bar{v}_c(0) &= \bar{v} + \frac{6}{5}\bar{r}_{thrust}/t_{go} - \frac{1}{10}\bar{v}_{thrust} \\
[0047] \quad \bar{r}_t &= \bar{r} + \bar{v}t_{go} + \bar{r}_c(0); \bar{v}_t = \bar{v} + \bar{v}_c(0) \\
\bar{r}_c &= (\bar{r}_t + \bar{r})/2; r = \|\bar{r}_c\|; w^2 = \mu_m / r^3 \\
\bar{r}_{grav} &= -w^2 t_{go} \left((3\bar{r}_t + 7\bar{r})/20 - (2\bar{v}_t - 3\bar{v})t_{go}/30 \right)
\end{aligned} \tag{4}$$

[0048] 式中, $\bar{v}_{thrust}$ 、 $\bar{r}_{thrust}$ 分别为估计推力产生的速度增量和位移; $\bar{r}_c(0)$ 、 $\bar{v}_c(0)$ 分别为拟合的位置和速度初始值; μ_m 为天体引力常数, $\bar{r}_t$ 、 $\bar{v}_t$ 和 $\bar{r}_c$ 为中间矢量, r 、 w^2 为中间变量。

[0049] 第二步, 构造与质量、推力和比冲相关的制导参数

[0050] 利用动力飞行初始时刻、初始质量、主发动机推力与比冲以及当前时刻的质量, 构造合适的制导参数, 选取合适的系统状态和观测量, 使观测量与系统状态之间是线性关系, 简化了在轨估计算法。

[0051] 令动力显式制导初始时刻为 t_0 , 初始质量为 m_0 , 主发动机推力为 F , 比冲为 I_{sp} , t_k 时刻的质量为 m_k , 则 t_k 时刻的加速度为

$$[0052] \quad a_k = \frac{F}{m_k} = \frac{F}{m_0 - \frac{F}{I_{sp}}(t_k - t_0)} \tag{5}$$

[0053] 取制导参数 $\tau_0 = \frac{m_0 I_{sp}}{F}$, 则可以得到

$$[0054] \quad \frac{1}{a_k} = \frac{\tau_0}{I_{sp}} - \frac{1}{I_{sp}}(t_k - t_0) \quad (6)$$

[0055] 取系统状态为 $X = [\tau_0/I_{sp} - 1/I_{sp}]^T$, 观测量为 $z_k = 1/a_k$, 于是, 观测量与系统状态之间是线性关系, 可以简化在轨估计算法。

[0056] 第三步, 构建基于加速度测量的制导参数估计算法

[0057] 根据步骤(2)构造的观测量与系统状态, 利用加速度测量的估计制导参数。若加速度计测量数据有效, 则引入新的数据用递推最小二乘更新参数估计; 否则, 不进行制导参数的更新。

[0058] 令状态 $X = [\tau_0/I_{sp} - 1/I_{sp}]^T$, 观测方程 $h_k = [1 \quad t_k - t_0]$, $z_k = 1/a_k$, 就可以用最小二乘求出参数 X 。为了方便计算, 可选择递推最小二乘。即

[0059] ◆若加速度计测量数据有效, 则引入新的数据用递推最小二乘更新参数估计 X

[0060] ◆否则, 不进行制导参数的更新。

[0061] 接下来根据 X 的估计值 $\hat{X}$ 计算 τ_0 和 I_{sp}

$$[0062] \quad \tau_0 = -\frac{\hat{X}_1}{\hat{X}_2}$$

$$[0063] \quad I_{sp} = -\frac{1}{\hat{X}_2}$$

[0064] 其中, $\hat{X}_1$ 、 $\hat{X}_2$ 分别为 $\hat{X}$ 的第一个分量和第二个分量。

[0065] 计算当前制导参数 τ_G , 方法为

$$[0066] \quad \tau_G = \tau_0 + t_0 - t_k$$

[0067] 第四步, 估计制导参数的应用

[0068] 动力飞行初始一段时间(如动力飞行 50 秒)后, 才将收敛后的制导参数 τ_G 和比冲 I_{sp} 引入制导算法; 在初始那段时间内, 采用在轨估计的质量和已有的主发动机比冲和推力等参数计算制导参数 τ_G , 保证制导指令的稳定性。

[0069] 第五步, 计算速度增量方向、参考时间和推力方向变化率

[0070] 利用制导参数 τ_G 和需要的速度增量以及发动机比冲 I_{sp} 计算剩余制导时间, 进而计算常推力积分参数, 再预测重力引起的位移和推力产生的位移, 根据这些参数, 确定了需要的速度增量方向、参考时间和推力方向变化率。

[0071] 具体计算表达式为

$$[0072] \quad 1) \text{ 确定参考速度增量方向 } \bar{\lambda}_v = \frac{\bar{v}_{go}}{|\bar{v}_{go}|}, \text{ 其中, } \bar{v}_{go} = \bar{v}_d - \bar{v}, \quad \bar{v}_d \text{ 和 } \bar{v} \text{ 分别为主减速制导速度目标和探测器当前速度;}$$

$$[0073] \quad 2) \text{ 计算剩余主减速时间为 } t_{go} = \tau_G \left(1 - e^{-|\bar{v}_{go}|/I_{sp}} \right)$$

$$[0074] \quad 3) \text{ 计算积分参数 } L = |\bar{v}_{go}|, \quad S = L(t_{go} - \tau) + I_{sp} t_{go}, \quad J = L t_{go} - S, \quad Q = S \tau - \frac{I_{sp} t_{go}^2}{2};$$

[0075] 4) 计算参考时间 $K = \frac{J}{L}$, 预测推力产生的位移 $\bar{r}_{go} = \bar{r}_d - \bar{r} - \bar{v}t_{go} - \bar{r}_{grav} + \bar{r}_{bias}$, 其中, $\bar{r}$ 为探测器当前位置, $\bar{r}_d$ 主减速制导位置目标, $\bar{r}_{grav}$ 为预测重力引起的位移, $\bar{r}_{bias}$ 为需要补偿的偏差;

[0076] 5) 计算推力方向变化率 $\dot{\bar{\lambda}} = \frac{\hat{\bar{r}}_{go} - S\bar{\lambda}_v}{Q - KS}$; $\hat{\bar{r}}_{go}$ 为 $\bar{r}_{go}$ 除去航向位移部分后剩余部分;

[0077] 6) 计算推力产生的速度增量和位移: $\bar{v}_{thrust} = L\bar{\lambda}_v + (J - KL)\dot{\bar{\lambda}}$ 和 $\bar{r}_{thrust} = S\bar{\lambda}_v + (Q - KS)\dot{\bar{\lambda}}$;

[0078] 第六步, 预测终端状态

[0079] 首先, 利用步骤(5)得到的参数计算制导时间内推力引起的速度和位置变化量 ($\bar{v}_{thrust}$ 、 $\bar{r}_{thrust}$), 确定重力积分的初值

$$[0080] \quad \bar{r}_c(0) = \bar{r} - \frac{1}{10}\bar{r}_{thrust} - \frac{1}{30}\bar{v}_{thrust}t_{go}$$

$$[0081] \quad \bar{v}_c(0) = \bar{v} + \frac{6}{5}\bar{r}_{thrust}/t_{go} - \frac{1}{10}\bar{v}_{thrust}$$

[0082] 然后, 利用多项式拟合方式计算制导时间内重力引起速度变化量 $\bar{v}_{grav}$ 和位置变化量 $\bar{r}_{grav}$

$$[0083] \quad \bar{r}_t = \bar{r} + \bar{v}t_{go} + \bar{r}_c(0)$$

$$[0084] \quad \bar{v}_t = \bar{v} + \bar{v}_c(0)$$

$$[0085] \quad \bar{r}_c = (\bar{r}_t + \bar{r})/2$$

$$[0086] \quad r = \|\bar{r}_c\|$$

$$[0087] \quad w^2 = \mu_m / r^3$$

$$[0088] \quad \bar{v}_{grav} = -w^2 t_{go} \left(\bar{r}_c - (\bar{v}_t - \bar{v})t_{go}/12 \right)$$

$$[0089] \quad \bar{r}_{grav} = -w^2 t_{go} \left((3\bar{r}_t + 7\bar{r})/20 - (2\bar{v}_t - 3\bar{v})t_{go}/30 \right)$$

[0090] 其中, μ_m 为天体引力常数, $\bar{r}_t$ 、 $\bar{v}_t$ 和 $\bar{r}_c$ 为中间矢量, r 、 w^2 为中间变量。

[0091] 最后, 综合确定预测的终端状态, 预测的制导终端速度和位置分别为:

$$[0092] \quad \bar{v}_{pd} = \bar{v} + \bar{v}_{thrust} + \bar{v}_{grav}$$

$$[0093] \quad \bar{r}_{pd} = \bar{r} + \bar{v}t_{go} + \bar{r}_{thrust} + \bar{r}_{grav}$$

[0094] 第七步, 计算制导目标偏差和修正

[0095] 确定制导目标状态, 与步骤(6)预测的终端状态比较, 计算出制导目标偏差, 利用修正系数 ρ_g 对速度增量进行修正。

$$\begin{aligned}
\bar{i}_y &= -\bar{\omega}_{orbit} \\
\bar{i}_x &= \bar{r}_{pd} - (\bar{r}_{pd} \cdot \bar{i}_y) \bar{i}_y \\
\bar{i}_x &= \bar{i}_x / \|\bar{i}_x\| \\
[0096] \quad \bar{r}_d &= \|\bar{r}_{pd}\| \bar{i}_x & (3) \\
\bar{v}_d &= v_{dx} \bar{i}_x + v_{dy} \bar{i}_y + v_{dz} (\bar{i}_x \times \bar{i}_y) \\
\bar{v}_{miss} &= \bar{v}_{pd} - \bar{v}_d \\
\bar{v}_{go} &= \bar{v}_{go} - \rho_g \bar{v}_{miss}
\end{aligned}$$

[0097] 式中, $\bar{\omega}_{orbit}$ 表示轨道法线方向, $\bar{v}_{miss}$ 为预测的制导误差, $\bar{i}_x$ 、 $\bar{i}_y$ 和 $\bar{i}_z$ 为目标参考系三个轴对应的矢量, 式左侧的 $\bar{v}_{go}$ 为修正后的速度增量, 式右侧的 $\bar{v}_{go}$ 为修正前的速度增量, ρ_g 可以取 1。

[0098] 第八步, 对每一个控制周期重复(1)~(7)的步骤, 直到满足收敛条件(目标偏差和推力方向变化率小于设定值), 就完成了制导指令的计算; 没有满足收敛条件下, 制导指令继承上次收敛值或初始值。

[0099] 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。

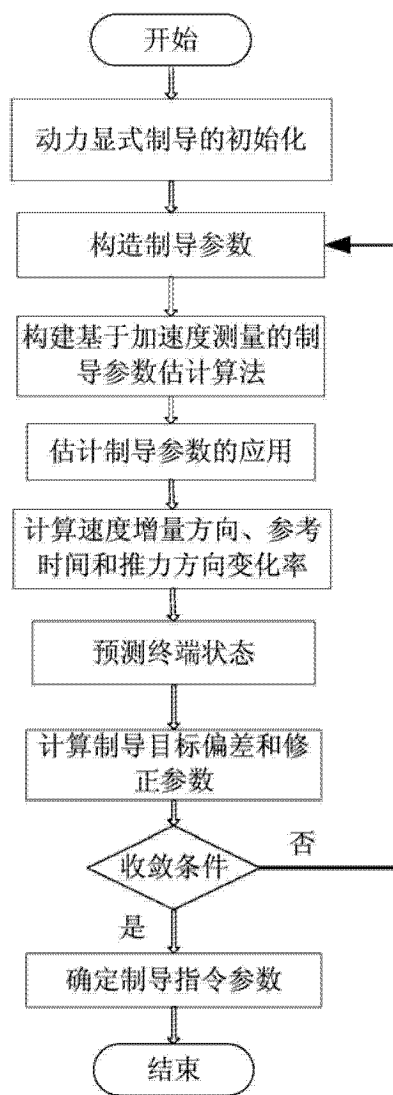


图 1